

УДК 532.525.6

А.В. ГАЙДАЧУК, А.М. ГРУШЕНКО, Т.П. НАБОКИНА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕРМОГАЗОСТРУЙНЫХ РЕЗАКОВ В РУЧНОМ И МЕХАНИЗИРОВАННОМ (МАШИННОМ) ВАРИАНТАХ ИСПОЛНЕНИЯ

Выполнен совместный анализ режимных, технологических и эргономических параметров термогазоструйных резаков, реализующих утилизационную резку объектов аэрокосмической техники (АКТ). На основании совместного решения эмпирических соотношений и теоретических зависимостей установлена связь между реактивной тягой термогазоструйных резаков и толщиной утилизируемого материала. Построена номограмма для нахождения реактивной тяги в зависимости от толщины обшивки АКТ и давления в камере сгорания резака. На номограмме установлены границы определяющих величин, которые обуславливают реализацию ручной или механизированной технологий резки.

Ключевые слова: утилизационная фрагментация, термогазоструйный резак, эргономические показатели, реактивная тяга.

Введение

Применение экономически целесообразной технологии термогазоструйной резки разупрочнением материала (ТГРРМ) при утилизации объектов аэрокосмической техники предполагает оценку эргономических показателей термогазоструйных резаков, работа которых сопровождается специфическими воздействиями на оператора. Одним из них является реактивная тяга. Ее нормирование в зависимости от режимных параметров резаков и особенностей утилизируемых объектов подлежит специальному исследованию с целью выработки рекомендаций по применению резаков данного типа.

Анализ эргономических ограничений при использовании термогазоструйных резаков

Ограничение действующих на оператора усилий при использовании ручных механизмов и инструментов регламентируется санитарными нормами [1], а в Евросоюзе – соответствующими директивами. Существующие ограничения массы ручных инструментов лимитируют нагрузку на кисть оператора и непосредственно связаны с безопасностью их применения. Для двуручных и одноручных механизмов такие ограничения существенно различаются. Термогазоструйные резаки и очистители предполагают использование оператором только одной руки при их применении (рис. 1).

В силу конструктивной и функциональной специфичности таких устройств, анализ их эрго-

номических показателей и соответствующих им рекомендаций по ручному или механизированному применению предполагает учет многих факторов.



Рис. 1. Выполнение типовой технологической операции термогазоструйным резак

На рис. 2 приведена схема резака с ручкой пистолетного типа, а также расчетная схема действующих на него усилий.

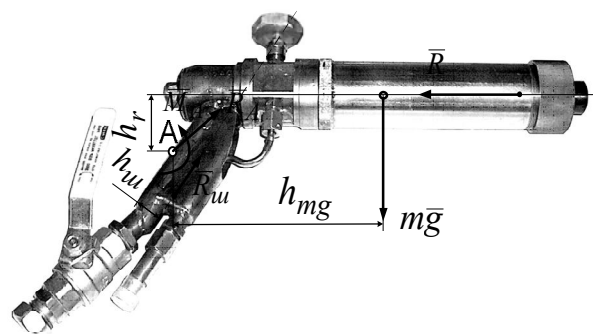


Рис. 2. Расчетная схема действующих на термогазоструйную установку усилий

На приведенной схеме точкой А обозначено место приложения усилий оператора, которое ха-

рактируется силой $\bar{R}_A$ и моментом M_A , где $\bar{R}_A$ – равнодействующая всех внешних сил, действующих на инструмент, а M_A – равнодействующий момент.

К внешним силам относятся: $\bar{R}$ – реактивная тяга, развиваемая камерой сгорания реактивного типа; $(m\bar{g})$ – вес инструмента; $\bar{R}_{ш}$ – результирующая сила от присоединяемых шлангов.

Очевидно, что при равновесии резака в руке оператора должно выполняться условие равенства нулю всех сил и моментов:

$$\bar{R} + m\bar{g} + \bar{R}_{ш} + \bar{R}_A = 0; \quad (1)$$

$$R \cdot h_r + R_{ш} \cdot h_{ш} + M_A = m\bar{g} \cdot h_g. \quad (2)$$

При этом точка А – центр условной опоры (кистевой сустав руки оператора).

Так как основные размеры резаков известны, приведенные уравнения могут быть проанализированы.

Очевидно, что рука оператора создает внешнее усилие на резак $\bar{R}_A$, а оператор воспринимает усилие $-\bar{R}_A$. Аналогично, кисть оператора создает уравновешивающий момент M_A , а сама воспринимает момент $-M_A$.

Как правило, директивные документы ограничивают усилие на кисть оператора от массовых сил величиной $|m\bar{g}| = 30 \dots 50$ Н. Так как на инструмент также действуют внешние силы от присоединенных магистралей и реактивная тяга $\bar{R}$, замыкающее усилие $\bar{R}_A$ может быть определено расчетно-эмпирическим методом и должно также лимитироваться величиной в $30 \dots 50$ Н. Вполне очевидно, что конструкция резака существенно влияет на решение векторного уравнения (1). Для широко применяемых резаков:

$$|m\bar{g}| \approx 35 \text{ Н}; |\bar{R}| \approx 30 \dots 150 \text{ Н}; |\bar{R}_{ш}| \approx 15 \dots 20 \text{ Н}.$$

Тогда векторная диаграмма действующих на резак внешних сил будет иметь вид, представленный на рис. 3.

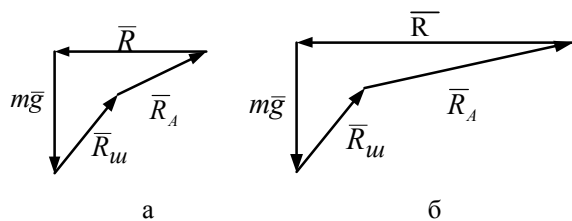


Рис. 3. Векторная диаграмма действия внешних сил ($K_v = 3$ Н/мм – масштаб векторной диаграммы):

$$а - |\bar{R}| = 50 \text{ Н}; б - |\bar{R}| = 90 \text{ Н}$$

Графическое представление векторного уравнения (1) приведено для двух различных скалярных

величин тяги $|\bar{R}| = 50$ Н, $|\bar{R}| = 90$ Н. Видно, что замыкающий вектор $\bar{R}_A$ в первом случае по абсолютной величине $|\bar{R}_A| < |m\bar{g}|$, а при $|\bar{R}| \approx 90$ Н становится примерно равным $|\bar{R}_A| \approx 50$ Н. Дальнейшее увеличение реактивной тяги приводит к увеличению значения $|\bar{R}_A| > 50$ Н. Так как оператор воспринимает именно величину $|\bar{R}_A|$, то, исходя из вышеизложенного, для принятой конструкции газоструйных резаков величина реактивной тяги не должна превышать 90 Н. В противном случае необходимо принимать конструктивные решения по уравниванию тяги и (или) переходить на двуручную систему удержания резака, что позволит увеличить допустимую нагрузку на оператора до $130 \dots 150$ Н [1]. При тяге более 150 Н необходимо применять манипуляторы, т.е. механизировать процесс резки.

Проанализируем уравнение моментов (2). Для резаков существующей конструкции известны величины рычагов внешних сил (рис. 2) относительно кистевого сустава оператора. Так $h_r = 0,105$ м; $h_{mg} = 0,162$ м; $h_{ш} = 0,05$ м, тогда равнодействующий момент по формуле (2) при тяге $|\bar{R}| = 50$ Н будет равен $M_A = 1,53$ Н·м. Таким образом, при умеренной реактивной тяге резака в 50 Н оператор воспринимает кистью руки незначительный опрокидывающий момент $M_A = 1,53$ Н·м по часовой стрелке, который он легко парирует кистью руки. По мере возрастания тяги $|\bar{R}| > 50$ Н, опрокидывающий момент M_A становится равным нулю (при значении $|\bar{R}| = 65,3$ Н), а затем при значениях тяги, которая принята за предельно возможную для ручного управления резак $|\bar{R}| = 90$ Н, опрокидывающий момент меняет знак и становится равным $M_A = -2,47$ Н·м, что вполне приемлемо по условиям эргономики (например, ручная дрель мощностью 0,8 кВт при оборотах шпинделя 600 – 800 об/мин создает реактивный крутящий момент $M_A \approx 10$ Н·м, допускаемый нормативными документами [1]).

Таким образом, можно сделать вывод, что основным эргономическим ограничением применимости термогазоструйных резаков является величина реактивной тяги, которая в ручном режиме резки не должна превышать $|\bar{R}| = 90$ Н. При реактивной тяге резака от 90 до 130 Н необходимо удерживать резак двумя руками, а при $|\bar{R}| > 130$ Н необходимо механизировать процесс резки – устанавливать резак на манипулятор.

Следует также отметить, что реактивная тяга, неизбежно возникающая при эксплуатации реактивных резаков, не является негативным явлением, так как позволяет сбалансировать резак по опрокидывающему моменту и таким образом обеспечить его приемлемые эргономические характеристики.

Эргономические аспекты применения технологий ручной и механизированной утилизационной резки объектов АКТ методом ТГРРМ

Известно [2], что при реализации резки методом ТГРРМ материалов на основе алюминиевых сплавов путем разупрочнения их в зоне реза, необходимо обеспечить значение так называемого термогазодинамического параметра резаков в диапазоне $\dot{m}_T P_k = (2,5 \dots 4,5) \cdot 10^4 \frac{\text{кг}}{\text{с}} \text{Па}$.

Так как величина давления в камере сгорания резака P_k и расход продуктов сгорания $\dot{m}_T$ определяют величину возникающей реактивной тяги $\bar{R}$, необходим соответствующий анализ, который на этапе выбора технологий утилизации и применяемого оборудования позволит сделать вывод о реализации ручного режима резки или о необходимости его механизации.

В зависимости от характерной толщины обшивки утилизируемых объектов целесообразно применять резаки, которые выполняют фрагментацию материала с наименьшими материальными затратами. Термогазодинамический параметр для таких резаков определяется эмпирическим соотношением

$$\dot{m}_T P_k = 3 \cdot 10^{11} b^3 - 4 \cdot 10^9 b^2 + 2 \cdot 10^7 b - 2048,1, \quad (3)$$

где $\dot{m}_T P_k$ – термогазодинамический параметр, $\left(\frac{\text{кг}}{\text{с}} \cdot \text{Па} \right)$; b – толщина разрезаемого материала, м.

Известно, что реактивная тяга, возникающая при работе резака ракетного типа с расчетным или недорасширенным сверхзвуковым соплом, определяется зависимостью [3]

$$R = \dot{m}_T w_a = \dot{m}_T \sqrt{\frac{2k}{k-1} R_{пр} T_k \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}, \quad (4)$$

где w_a – скорость истечения продуктов сгорания из сопла;

P_a – давление на срезе сопла; для расчетных сопел $P_a = P_n$, P_n – давление окружающей среды;

$R_{пр}$, T_k , k – термодинамические характеристики продуктов сгорания.

Так как величина $\dot{m}_T$ может быть выражена из уравнения (3), то величина реактивной тяги, возникающей при работе газоструйного резака с учетом выражения (4) может быть определена по формуле

$$R = \left(3 \cdot 10^{11} b^3 - 4 \cdot 10^9 b^2 + 2 \cdot 10^7 b - 2048,1 \right) \times \frac{1}{P_k} \sqrt{\frac{2k}{k-1} R_{пр} T_k \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}. \quad (5)$$

Значения k , $R_{пр}$, T_k могут быть определены для топливной пары «сжатый воздух+керосин» расчетным методом или по справочным данным [4] с учетом того, что камеры сгорания газоструйных резаков данного типа работают при значениях коэффициента избытка окислителя

$$\alpha_{ок} = 1,2 : k = 1,33; R_{пр} = 287 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К}); T_k = 1500 \text{ К}.$$

Для $P_a = P_n \cong 10^5 \text{ Па}$ уравнение (3) может быть преобразовано к окончательному виду, удобному для непосредственного определения реактивной тяги резаков с расчетными соплами, которые позволяют осуществлять резку методом ТГРРМ алюминиевых обшивок объектов АКТ с характерной толщиной b :

$$R = (5,59 \cdot 10^{14} b^3 - 7,45 \cdot 10^{12} b^2 + 3,73 \cdot 10^{10} b - 3,82 \cdot 10^6) \frac{1}{P_k} \sqrt{1 - 17,42 P_k^{-0,25}}. \quad (6)$$

Отметим, что соотношение (6) получено на основании эмпирических и теоретических данных, поэтому размерность входящих в это соотношение величин следующая: $[R] = \text{Н}$; $[b] = \text{м}$; $[P_k] = \text{Па}$.

Для анализа эргономических характеристик резаков удобно графическое представление соотношения (6), представленное на рис. 4.

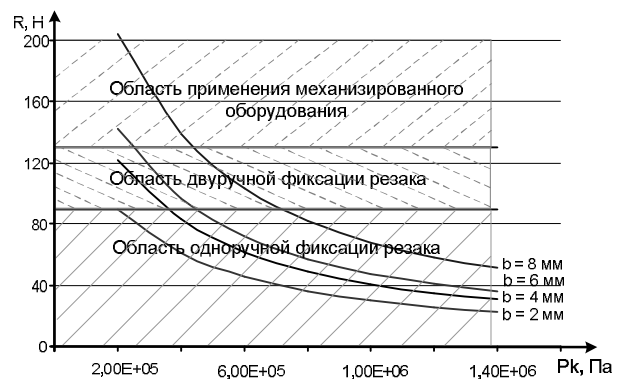


Рис. 4. Зависимость реактивной тяги термогазоструйных резаков R от давления в камере сгорания P_k для различных значений толщины материала b

Представленная на рис. 4 номограмма позволяет уточнить алгоритм определения основных параметров термогазоструйных установок воздушно-реактивного типа для проведения утилизационной фрагментации объектов АКТ методом ТГРРМ и дать рекомендации о возможности реализации ручного режима резки или о необходимости его механизации.

Заключение

Полученные в работе соотношения (3) и (6) позволяют определить технологические и режимные параметры процесса разделительной резки конструкций из алюминиевых сплавов методом ТГРРМ, а также рекомендовать ручной или механизированный процесс работы в зависимости от характерной толщины конструкций.

Литература

1. ДСТУ EN 1005-2:2005. Безпечність машин. Фізичні можливості людини. Ч.3 Рекомендовані обмеження зусиль під час роботи з машинами. – На заміну ДСТУ EN 1005-3:2003, IDT; чинний з 2006-10-01. – К.: Держспоживстандарт України, 2005. – 24 с.
2. Гайдачук А.В. Критеріальні залежності для визначення теплового стану, передуючого газодинамічному руйнуванню конструкцій з алюмінієвих сплавів / А.В. Гайдачук, А.М. Грушенко, Т.П. Набокіна // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2009. – № 8 (65). – С. 18-22.
3. Ракетні двигатели: учебник / под ред. М. Баррера. – М.: Оборонгиз, 1962. – 799 с.
4. Глушко В.П. Термодинамічні та теплофізичні властивості продуктів згорання. В 5 т. Т. 3. Топливі на основі кисню та повітря / В.П. Глушко. – М.: ВИНТИ, 1973. – 624 с.

Поступила в редакцію 19.01.2011

Рецензент: д-р фіз.-мат. наук, проф., проф. кафедри аерокосмічної теплотехніки А.В. Бастеев, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харків.

ОСОБЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ ТЕРМОГАЗОСТРУМЕНЕВИХ РІЗАКІВ У РУЧНОМУ ТА МЕХАНІЗОВАНОМУ (МАШИННОМУ) ВАРІАНТАХ ВИКОНАННЯ

О.В. Гайдачук, О.М. Грушенко, Т.П. Набокіна

Виконано сумісний аналіз режимних, технологічних і ергономічних параметрів термогазоструменевих різаків, що реалізують утилізаційне різання об'єктів авіаційно-космічної техніки (АКТ). На підставі спільного рішення емпіричних співвідношень і теоретичних залежностей встановлено зв'язок між реактивною тягою газоструменевих різаків і товщиною утилізованого матеріалу. Побудована номограма для знаходження реактивної тяги в залежності від товщини обшивки АКТ і тиску в камері згорання різаків. На номограмі встановлені межі визначальних величин, які зумовлюють реалізацію ручної або механічної технологій різання.

Ключові слова: утилізаційне фрагментування, термогазоструменевий різак, ергономічні показники, реактивна тяга.

FEATURES OF TERMOGAZ-JET CUTTERS IN HAND AND MECHANIZED (MACHINE) VERSIONS

A.V. Gaydachuk, A.M. Grushenko, T.P. Nabokina

Has been performed a joint analysis of operating, technological and ergonomic parameters termogaz-jet cutters, whose implementing the utilization cutting of AST objects. Based on the joint decision of the empirical correlations and theoretical dependences the link between the gas thrust of termogaz-jet cutters and thickness of the utilized material has been established. A nomogram has built for being of thrust, depending on the thickness of AST plating and pressure in a cutter's combustion chamber. On a nomogram the borders of defining variables which stipulate realization hand or mechanized cutting technologies has set.

Key words: utilization fragmentation, termogaz-jet cutter, ergonomic parameters, reactive traction.

Гайдачук Александр Витальевич – д-р техн. наук, профессор, проректор по научной работе, заведующий кафедрой ракетных двигателей Национального аерокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: a.gaydachuk@khai.edu.

Грушенко Александр Михайлович – канд. техн. наук, доцент кафедры ракетных двигателей Национального аерокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aagrushenko@mail.ru.

Набокина Татьяна Петровна – инженер 1-й категории кафедры ракетных двигателей Национального аерокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: tnabokina@ukr.net.

УДК 62-192.001

А.В. ГОРБЕНКО¹, С.А. ЗАСУХА², В.И. РУБАН¹, О.М. ТАРАСЮК¹, В.С. ХАРЧЕНКО¹¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Национальное космическое агентство Украины, Киев*

БЕЗОПАСНОСТЬ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И НАДЕЖНОСТЬ КОМПЬЮТЕРНЫХ СИСТЕМ: 2000-2009 ГГ.

Представлена статистика запусков ракетноносителей и космических аппаратов в 2000-2009 гг., а также проведен анализ рисков, возникающих при использовании ракетно-космической техники вследствие отказов оборудования и различных системных компонентов. Представлены результаты оценки рисков аварий для ракетноносителей и космических аппаратов за последние десять лет и сравнения рисков и причин аварий за 1990-е и 2000-е годы. Дана оценка влияния отказов компьютерных систем управления, их аппаратных и программных средств на риски возникновения аварий ракетно-космической техники.

Ключевые слова: *безопасность ракетно-космической техники, риски аварий ракетноносителей и космических аппаратов, надежность компьютерных систем, дефекты программных средств.*

Введение

Мотивация: проблема безопасности ракетно-космической техники

За последнее десятилетие ракетно-космическая отрасль стала одним из важнейших и динамично развивающихся секторов мировой экономики. Ее обороты давно перешагнули миллиардные отметки благодаря коммерциализации космических проектов, прежде всего, предоставлению телекоммуникационных услуг, многоцелевому мониторингу и др. Как и в прежние годы, наличие и развитость аэрокосмической отрасли является важной составляющей авторитета государства в мировом сообществе. Успехи в этой области возможны только в условиях обеспечения высокой надежности и безопасности ракетно-космических систем. Этот фактор, особенно в условиях преобладания коммерческого вектора развития отрасли, играет все большее экономическое значение, поскольку аварии и любые нештатные ситуации приводят не только к неполучению или недополучению прибыли, но и к убыткам, измеряемым десятками и сотнями миллионов долларов. Космические проекты, как правило, относятся к так называемым mission critical applications, т.е. к приложениям, неудача в реализации которых приводит как к материальным потерям (а подчас, к сожалению, и к человеческим жертвам), так и к срыву многолетних научных, оборонных и иных важных государственных или коммерческих программ. Примером такого рода является авария, произошедшая 5 декабря 2010 года, когда с космодрома Байконур состоялся запуск ракетноносителя (РН) «Протон-М» с 3 навигационными космическими аппаратами

(КА) «Глонасс-М». Через 10 минут после старта произошло отделение орбитального блока от третьей ступени ракетноносителя. После этого, ракета вышла на нерасчетную орбиту и упала в Тихий океан. Ущерб от аварии и потери 3 навигационных спутников «Глонасс-М» составляет несколько миллиардов рублей. В результате аварии окончательное формирование орбитальной группировки ГЛОНАСС отодвинуто на неопределенный срок. Всего в системе ГЛОНАСС с выводением этих трех спутников должны были заработать 24 спутника – по 8 космических аппаратов в трех плоскостях. Авария произошла из-за превышения уровня заправки топливом разгонного блока [1].

Этот и многие другие примеры позволяют сделать вывод о том, что положение дел в области надежности и безопасности ракетно-космической техники оставляет желать лучшего и требует постоянного анализа и принятия решений, направленных на снижение рисков аварий.

Обзор литературы

За полвека космической эры накоплена обширная информация об отказах, авариях и катастрофах. Данные за первые сорок лет (1960 – 1990-е годы) были собраны в вербальной форме в работе А.Б. Железнякова [2] и других авторов. Их систематизация и статистическая обработка выполнена в [3].

В работах [3, 4] проанализированы причины аварий вследствие отказов различных средств и систем ракетно-космической техники (РКТ), при этом основное внимание уделено влиянию надежности компьютерных систем, их аппаратных и программных средств. Отмечалась возрастающая зависимость

ракетно-космических комплексов от характеристик компьютерных систем управления и, прежде всего, программных средств, их растущего влияния на безопасность. По результатам анализа рисков аварий за 40 лет с 1960 по 2000 гг. [3] каждый сотый пуск завершался аварией вследствие дефектов программных средств, а 6 из 7 отказов компьютерных систем РКТ были обусловлены такими дефектами.

Следует отметить, что доля программно реализуемых и поддерживаемых функций в авиационных и ракетно-космических комплексах, постоянно возрастает. По данным, опубликованным Министерством обороны США еще десять лет назад [5], доля программно выполняемых функций боевого самолета возросла с 8% для F-4 в 1960-е годы до 80% для F-22 в 2000 г. Для систем РН и КА характерны схожие тенденции. Это особенно важно учитывать потому, что программные средства являются одним из наиболее вероятных источников отказов даже при использовании традиционных методов резервирования (дублирования, мажоритирования, временной избыточности и др.). Парирование отказов, вызываемых дефектами программных средств, возможно только путем применения многоверсионных технологий разработки или введения механизмов оперативной коррекции в полете [6].

Цель и структура работы

Целью данной статьи является анализ рисков аварий РКТ, произошедших в первом десятилетии 21-го века, вследствие отказов оборудования РН и КА, их компьютерных систем, аппаратных и программных средств. Данная статья продолжает исследований, результаты которых были опубликованы в [3, 4] и таким образом позволяет получить полную картину за пятьдесят лет космической эры.

Статья имеет следующую структуру:

- в первом разделе анализируются источники исходной информации, принципы ее обработки и формулируется методология исследований;
- во втором разделе проводится анализ пусков по видам РН и странам;
- анализ рисков аварий РН и КА выполнен в третьем и четвертом разделах соответственно; в этих разделах сравниваются риски аварий в 1990-е и 2000-е годы;
- в пятом разделе анализируются причины аварий вследствие отказов различных систем, в том числе и компьютерных компонент;
- шестой раздел посвящен анализу инцидентов, имевших место на международной космической станции вследствие отказов компьютерных систем;
- общие выводы формулируются в последнем разделе.

1. Задачи и методология исследований

1.1. Исходная информация и задачи исследований

Как и в предыдущих работах для анализа использовались различные источники информации. Однако, в [3, 4] большая часть информации об авариях была собрана в работе А.Б. Железнякова [2] и лишь дополнялась из других источников. В данной работе такого базового источника информации не было. При подготовке материалов использовались доступные авторам открытые источники: публикации в периодических изданиях, сообщения информационных агентств, тематические Web-сайты и рубрики, прежде всего:

- www.planet4589.org/space/jsr/jsr.html;
- www.astronautix.com;
- www.cosmoworld.ru/spaceencyclopedia/;
- www.insur-info.ru/aerospace-insurance/;
- www.novosti-kosmonavtiki.ru;
- news.cosmoport.com/200*/01/;
- astro.websib.ru/kosm/sprav/itog/i_200*.htm;
- en.wikipedia.org/wiki/200*_in_spaceflight и др.

По каждому из исходных событий уточнялись дата, вид аварии или иной нештатной ситуации, тип ракетносителя и космического аппарата, страна, причина события – компонент и вид отказа.

Исследование проводилось по следующим направлениям:

- анализ рисков аварий РН;
- анализ рисков аварий КА;
- анализ тенденций изменения рисков аварий вследствие отказов различных составляющих РН и КА, в том числе аппаратных и программных средств бортовых и наземных компьютерных систем.

1.2. Ограничения и принципы проведения исследований

В работе собраны и исследованы статистические данные об авариях ракетно-космической техники за последние 10 лет, с 2000 г. по 2009 г. включительно. При проведении исследования не рассматривались данные по отказам и авариям баллистических и крылатых ракет военного назначения.

Необходимо подчеркнуть, что ни один из указанных выше и других доступных источников не давал систематизированную выборку об аварийных ситуациях. До сих пор нет полных и достоверных данных о всех катастрофах. Это потребовало принятия дополнительных мер по обеспечению достоверности исходной информации. В частности, реализовывался принцип перекрестной верификации данных, когда осуществлялась выборочная сверка данных о событиях из разных источников.

При преобразовании вербальных данных в вектор <Дата события, Критичность события, РН/КА, Причина события> наибольшие проблемы имели место при определении причины аварийной или иной нештатной ситуации. В этом случае применялся принцип множественного анализа, когда учитывались не только данные от разных источников, а и мнение экспертов. Следует подчеркнуть, что по статистике пусков и отказов РН информация достаточно упорядочена и существует несколько авторитетных диверсных источников для её проверки, в то же время информация по отказам космических аппаратов является разрозненной. Представленные в статье данные по отказам и авариям КА были получены на основе анализа разнородных по форме источников информации. Авторы не претендуют на 100-процентную полноту собранной статистики, которая, тем не менее, может быть использована для получения оптимистических оценок рисков отказов и аварий КА.

Методология исследований базируется на системном анализе рисков аварий и катастроф по разным классификационным признакам и представлении результатов в виде диаграмм и трендов. Однако в рамках данной работы не представлены результаты более детального статистического анализа, который может базироваться на методах [7, 8]. Кроме того, в статье не проводилась детальная классификация аварий в соответствии со стандартами ECSS, NASA в силу ограниченного объема работы и недостатка информации.

2. Анализ пусков ракетносителей

Данные о количестве пусков ракетносителей по странам-изготовителям приведены в табл. 1. В ней учтены пуски, зарегистрированные Комиссией ООН по исследованию и использованию космического пространства (COSPAR) и Космическим командованием США (NORAD).

Наибольшее количество пусков РН традиционно приходится на долю России и США. Украина входит в пятерку лидеров после Европейского союза и Китая. Тем не менее, общее количество запусков РН за последнее десятилетие сократилось более чем на 25% по сравнению с 1990-1999 гг. (663 против 891 [3]). На 30% сократилось количество РН производства России, Украина и США, на 22% – Европейского союза. Вместе с тем следует отметить положительную динамику запусков РН для Японии (в 1,5 раз), Китая (в 1,7 раз) и Индии (в 2,6 раз).

Пуски РН производства Бразилии, Ирана, Израиля, Северной и Южной Кореи из-за их незначительного вклада объединены вместе в табл. 1 в графе «Другие страны».

В качестве особенностей пусков РН отечественного производства следует отметить, что Украина не имеет своих космодромов, поэтому вынуждена запускать свои ракетносители с космодромов других стран.

Украина производит запуски своих ракетносителей «Зенит-3SL» в рамках международного проекта «Морской старт» (32 запуска в течение 2000-2009 гг.), а также «Зенит-3SLB», «Днепр» и «Циклон-3» с космодромов Российской Федерации в рамках проектов «Наземный старт», «Космотрас» (23 запуска в течение 2000-2009 гг.).

В 2009 году был осуществлен успешный запуск последнего РН «Циклон-3» с космодрома Плесецк. Данный РН эксплуатировался с 1969 г. Всего было проведено 122 запуска, из них 7 завершились нештатно. В [9] отмечается, что РН серии «Циклон» являются одними из высоконадежных (94,3% успешных пусков) и по этому показателю превосходят РН «Ariane», «Дельта», «Протон».

Первый запуск РН «Циклон-4» четвертого поколения с бразильского космодрома в рамках совместного Украина-Бразильского проекта «Алкантара Циклон Спейс» запланирован на 2012 г.

Последнее десятилетие является переходным и для других РН. Кроме «Циклон-3» в течение 2000-х гг. была прекращена эксплуатация РН «Циклон-2» и «Atlas II», за всю историю пусков которых не было зафиксировано ни одной аварии, а также «Ariane-4». Введены в эксплуатацию новые РН: «Союз-ФГ», «Atlas V», «Delta IV», «Союз-2», «Протон-М».

3. Анализ рисков отказа РН

3.1. 2000-2009 годы

В табл. 2 приведены сводные данные по отказам РН, сгруппированные в соответствии со странами разработчиками. Последствием отказов систем РН являются аварии (взрыв РН, падение, существенное отклонение от траектории и самоуничтожение), а также вывод КА на нерасчетную орбиту, что обычно расценивается как частичный отказ.

В последнем случае некоторые КА, выведенные на нерасчетную (более низкую) орбиту, имеют возможность самостоятельно её скорректировать, используя ресурс собственной двигательной установки и запасов топлива.

Очевидно, что самостоятельное изменение орбиты приводит к значительному снижению сроков службы спутников. Например, 12 июля 2001 г. из-за преждевременного отключения двигателей второй ступени РН Ariane-5 два спутника Artemis и BSAT-2B были выведены на гораздо более низкую орбиту, чем планировалось (геостационарная орбита).

Таблица 1

Запуски ракетносителей в период 2000 – 2009 гг.

Год	Россия	США	European Union	Китай	Украина	Япония	Индия	Другие страны	ВСЕГО
2000	32	28	12	5	7	1	0	0	85
2001	19	22	8	1	6	1	2	0	59
2002	25	17	12	5	1	3	1	1	65
2003	21	23	4	7	3	3	2	1	64
2004	18	16	3	8	7	0	1	1	54
2005	26	12	5	4	5	2	1	0	55
2006	23	18	5	6	7	6	1	0	66
2007	22	19	6	10	5	2	3	1	68
2008	24	16	6	11	8	1	3	0	69
2009	27	24	7	6	6	3	2	3	78
ВСЕГО	237	195	68	63	55	22	16	7	663

Таблица 2

Запуски ракетносителей в период 2000 – 2009 гг., закончившиеся аварией (АВ) или выводом спутников на нерасчетную орбиту (НРО)

Год	Вид отказа РН	Россия	США	Евросоюз	Китай	Украина	Япония	Индия	Другие страны	ВСЕГО
2000	АВ	1	0	0	0	2	1	0	0	4
	НРО	0	1	0	0	0	0	0	0	1
2001	АВ	1	1	0	0	0	0	0	0	2
	НРО	0	0	1*	0	0	0	1*	0	2
2002	АВ	1	0	1	1	0	1**	0	0	4
	НРО	1*	0	0	0	0	0	0	0	1
2003	АВ	0	1	0	1	0	1	0	1	4
	НРО	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2004	АВ	0	0	0	0	0	0	0	1	1
	НРО	0	1*	0	0	2	0	0	0	3
2005	АВ	4	0	0	0	0	0	0	1	5
	НРО	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2006	АВ	1	3	0	0	1	0	1	0	6
	НРО	0	1*	0	0	0	0	0	0	1
2007	АВ	1	1	0	0	1	0	0	0	3
	НРО	0	1	0	0	0	0	1	0	2
2008	АВ	0	1	0	0	0	0	0	1	2
	НРО	1	0	0	0	0	0	0	0	1
2009	АВ	0	2	0	0	0	0	0	1	3
	НРО	1	0	0	1	0	0	0	1***	3
ВСЕГО	АВ	9	9	1	2	4	3	1	5	34
	НРО	3	4	1	1	2	0	2	1	14

Примечания. * Вследствие отказа РН спутник был выведен на нерасчетную орбиту и не смог самостоятельно её скорректировать. Эксплуатация спутника по назначению невозможна.

** При запуске японского РН Н-ПА 2024 спутник DASH не смог отделиться от второй ступени, в то время как спутник MDS-1 был успешно доставлен на орбиту. Может быть классифицирован как частично-успешный запуск.

*** Половина полезной нагрузки не была выведена на расчетную орбиту. В качестве причины неудачи указывают сбой при отделении головного обтекателя: одна из его створок осталась со ступенью, что привело к существенному недобору скорости.

Навигационный спутник Artemis смог самостоятельно перейти на геостационарную орбиту в то время, как коммуникационный спутник BSAT-2B остался на средней околоземной орбите и не мог быть использован по назначению. Такой запуск РН скорее может быть классифицирован как неудачный

чем частично-успешный. Кроме того, в 6 из 14 зафиксированных случаев вывода КА на нерасчетную орбиту (табл. 2) спутники не смогли (или не имели возможности) самостоятельно скорректировать свою орбиту. Как следствие – такие запуски РН были признаны неудачными.

На рис. 1 представлено изменение рисков запусков ракетносителей в 2000-2009 гг. (по сравнению с табл. 2 к категории «другие страны» дополнительно отнесены Япония и Индия). Значение риска (вероятности отказа) рассчитывалось как отношение числа неудачных пусков $N_{\text{отк.РН}}$ к общему числу пусков $N_{\text{пуск.РН}}$ по формуле:

$$\text{Risk}_{\text{РН}} = N_{\text{отк.РН}} / N_{\text{пуск.РН}}. \quad (1)$$

Значение суммарного риска запусков ракетносителей в течение последних 10 лет колеблется в диапазоне 0,04..0,10 и в среднем составляет 0,072, из них риск аварии – 0,051, риск вывода на нерасчетную орбиту – 0,021. Наибольший риск был зафиксирован в 2006 г. (0,106), в течение которого произошло 7 отказов ракетносителей из 66. Похоже, что данная тенденция приняла устойчивый характер и может сохраняться в ближайшие годы.

Следовательно, фирмам, работающим в ракетно-космической отрасли, придется смириться с потерями от 4 до 10 ракет на каждые 100 пусков.

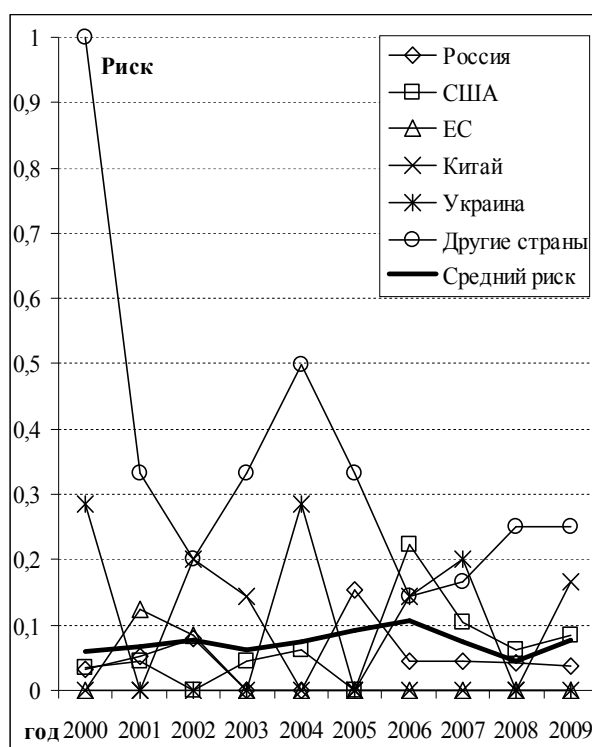


Рис. 1. Изменение рисков запусков РН в период 2000 – 2009 гг.

3.2. Сравнение рисков отказа РН за 1990-е и 2000-е годы

По сравнению с 1990-1999 гг. [3] за последние 10 лет значение риска отказа ракетносителей выросло более чем в полтора раза (табл. 3) при том, что общее количество запусков, как уже было отмечено, сократилось примерно на 25%.

Таблица 3
Сравнение рисков отказа ракетносителей в периоды 1990-1999 и 2000-2009 гг.

Год	Кол-во пусков	Кол-во отказов	Риск	Год	Кол-во пусков	Кол-во отказов	Риск
1990	117	1	0,009	2000	85	5	0,059
1991	89	1	0,011	2001	59	4	0,068
1992	96	1	0,010	2002	65	5	0,077
1993	82	3	0,037	2003	64	4	0,063
1994	93	4	0,043	2004	54	4	0,074
1995	81	7	0,086	2005	55	5	0,091
1996	76	3	0,039	2006	66	7	0,106
1997	91	5	0,055	2007	68	5	0,074
1998	83	6	0,072	2008	69	3	0,043
1999	83	10	0,120	2009	78	6	0,077
Всего	891	41	0,046	Всего	663	48	0,072

Причина этой негативной тенденции, скорее всего, кроется в завершении эксплуатации высоконадежных, но недостаточно эффективных РН «Циклон-2» и «Atlas II/III» и переходе на использование новых усовершенствованных РН, элементы которых являются не до конца отработанными.

3.3. Анализ надежности РН

В табл. 4 представлены эксплуатационные характеристики наиболее часто используемых РН. РН «Циклон-2», «Циклон-3», «Днепр», «Рокот» и «Старт» являются конверсионными РН на базе межконтинентальных баллистических ракет.

Как следует из табл. 4, абсолютную надежность имеют:

- РН, выведенные из эксплуатации - «Циклон-2» и «Atlas II/III»;

- РН «Союз-ФГ» – модернизированный РН «Союз-У» с новыми двигателями 1-й и 2-й ступени, отличающимися специальными форсуночными головками для лучшего смесеобразования, что позволило увеличить грузоподъемность до уровня достаточного для бесперебойного вывода трех космонавтов на орбиту.

Кроме показателя надежности, в настоящее время ключевое значение для заказчиков имеет количество последних успешных запусков. По этому показателю среди эксплуатируемых РН лидируют американский РН «Delta II» и российский РН «Протон-К», последние аварии которых приходились на 1997 и 1999 гг. соответственно. Последними авариями РН «Протон-М» и «Зенит-3SL» являются аварии, произошедшие в 2007 г.

Наиболее массовым РН является «Союз-У» (715 запусков), последняя авария которого произошла 15 октября 2002 г.

Таблица 4

Эксплуатационная надежность ракетносителей

№	РН	Первый запуск	Последний запуск*	Последний аварийный запуск	Кол-во запусков				Надежность, %***
					всего	последних успешных	аварийных	частично-успешных	
1	Циклон-2**	06.08.1969	25.06.2006	-	106	106	0	0	100 (100)
2	Atlas II(III)**	07.12.1991	03.02.2005	-	70	70	0	0	100 (100)
3	Союз-ФГ	20.01.2001	07.10.2010	-	32	32	0	0	100 (100)
4	Atlas V	21.08.2002	21.09.2010	-	23	23	0	1	100 (95,65)
5	Delta IV	11.03.2003	28.05.2010	21.12.2004	13	9	0	1	100 (92,31)
6	Союз-2	08.11.2004	16.10.2010	-	8	8	0	1	100 (87,50)
7	Delta II	14.02.1989	14.09.2010	17.01.1997	147	92	1	1	99,32 (98,64)
8	Протон-М	07.07.2001	14.10.2010	06.09.2007	47	30	1	3	97,87 (91,49)
9	Союз-У	18.05.1973	10.09.2010	15.10.2002	715	45	18	1	97,48 (97,34)
10	Ariane-4**	22.01.1990	15.02.2003	01.12.1994	116	73	3	0	97,41 (97,41)
11	Ariane-5	04.06.1996	04.08.2010	11.12.2002	52	38	3	1	94,23 (92,31)
12	Циклон-3**	24.06.1977	30.01.2009	27.12.2000	122	4	5	2	95,90 (94,26)
13	Космос-3М	15.05.1967	27.04.2010	27.10.2005	425	10	20	8	95,29 (93,41)
14	Зенит-3SL(B)	28.03.1999	30.11.2009	31.01.2007	34	10	2	1	94,12 (91,18)
15	Днепр	21.04.1999	21.06.2010	26.07.2006	16	9	1	0	93,75 (93,75)
16	Протон-К	10.03.1967	28.02.2009	27.10.1999	310	44	26	9	91,61 (88,71)
17	Рокот	20.11.1990	08.09.2010	08.10.2005	17	6	2	0	88,24 (88,24)
18	Зенит-2(М)	13.03.1985	22.06.2009	09.09.1998	38	7	5	0	86,84 (86,84)
19	Старт	25.03.1993	25.04.2006	28.03.1995	7	5	1	0	85,71 (85,71)

Примечания. *Информация актуальна на момент написания статьи – октябрь 2010.

**Эксплуатация РН «Циклон-2», «Циклон-3», «Atlas II/III» и «Ariane-4» завершена.

***В скобках указано значение надежности без учета частично-успешных запусков (вывод на нерасчетную орбиту, вывод части нагрузки).

4. Анализ рисков отказа КА

4.1. 2000-2009 годы

Сводные данные по запускам и отказам КА приведены в табл. 5. Успешным считается вывод КА на расчетную орбиту и эксплуатация в течение всего установленного срока службы.

Основными видами отказов КА являются:

- аварии РН (АВ РН), включая отказы при отделении КА от РН;
- размещение КА на нерасчетной орбите (РНО РН);
- отказы разворачивания на орбите (ОРО), включая нераскрытие солнечных батарей, невозможность стабилизации и неправильная ориентация;
- невозможность установления контакта с КА после его вывода на орбиту;
- эксплуатационные отказы бортового оборудования (ОБО) и механические неисправности и повреждения (МНП).

При выводе на нерасчетную орбиту некоторые КА смогли её скорректировать самостоятельно. Однако при гарантийном сроке эксплуатации большинства коммуникационных спутников в 12-15 лет использование ресурсов и топлива собственной двигательной установки в среднем снижает время эксплуатации КА в 2-4 раза.

Из 1060 КА, запущенных за последние 10 лет, отказали 149 КА. Из них 59% – по причине аварий РН и вывода КА на нерасчетную орбиту, 12% – вследствие отказа КА сразу после вывода на орбиту и 29% – из-за фатальных отказов бортового оборудования и механических неисправностей в течение срока гарантийной эксплуатации.

Наибольшее количество КА, потерянных из-за отказа РН, приходится на 2006 г., причем 18 из 23 КА приходится на аварию РН «Днепр», произошедшую 26 июля 2006 г.

Примечательно, что четвертая часть зафиксированных отказов бортового оборудования была парирована за счет резервирования, а также выполнения процедур обслуживания (например, модернизации программного обеспечения) по командам с центра управления полетами. На рис. 2 представлен график изменения различных составляющих риска КА в течение 2000-2009 гг. с учетом данных из табл. 2 и 3, а также интегральный риск (без учета парированных отказов оборудования КА) рассчитанный по формуле:

$$\text{Risk}_{\text{КА}} = \frac{N_{\text{АВ РН}} + N_{\text{РНО РН}}(\text{ФО} + \text{ПО})}{N_{\text{запуск КА}}} + \frac{N_{\text{ОРО}} + N_{\text{ОБО}}(\text{ФО} + \text{ЧО}) + N_{\text{МНП}}(\text{ФО} + \text{ЧО})}{N_{\text{запуск КА}}}, \quad (2)$$

Таблица 5

Статистика запусков и аварий космических аппаратов

Год	Кол-во запусков КА	Количество отказов КА по видам										Всего отказов
		АВ РН	НРО РН		ОРО	ОБО			МНП			
			ФО	ПО		ФО	ЧО	ПО	ФО	ЧО	ПО	
2000	130	9	1	0	2	0	0	1	0	0	0	15
2001	91	6	2	1	2	5	2	3	0	0	0	23
2002	103	5	1	0	1	2	2	0	0	3	1	15
2003	104	8	0	0	0	0	3	5	0	0	0	16
2004	77	1	3	3	0	0	0	1	0	0	0	8
2005	74	5	0	0	1	2	1	1	0	0	0	11
2006	116	23	1	0	7	5	0	3	0	0	0	43
2007	119	3	0	3	1	4	3	2	2	3	0	21
2008	114	5	0	1	0	2	1	0	0	1	1	11
2009	132	4	1	2	4	2	0	1	0	0	0	16
ВСЕГО	1060	69	9	10	18	22	12	17	2	7	2	179

Примечания. В таблице использованы следующие обозначения: АВ РН – потери КА вследствие аварии РН; НРО РН – невывод КА на расчетную орбиту из-за отказа РН; ОРО – отказ развертывания на орбите и невозможность установления связи с КА непосредственно после вывода на орбиту; ОБО – отказ бортового оборудования; МНП – механических неисправностей и повреждения элементов конструкции КА; ФО – фатальный отказ; ЧО – частичный отказ; ПО – парированный отказ.

где $N_{\text{АВ РН}}$ – количество КА, потерянных из-за аварии РН;

$N_{\text{НРО РН (ФО+ЧО)}}$ – количество КА, выведенных на нерасчетную орбиту по причине отказа РН;

$N_{\text{ОРО}}$ – количество отказов КА при развертывании на орбите сразу после запуска;

$N_{\text{ОБО(ФО+ЧО)}}$ – количество фатальных и частичных отказов бортового оборудования КА;

$N_{\text{МНП(ФО+ЧО)}}$ – количество фатальных и частичных отказов механических неисправностей и повреждений КА;

$N_{\text{запуск КА}}$ – общее количество КА, запущенных в 2000-2009 гг.

Как видно из проведенного анализа, риск запусков КА имеет значительные флуктуации по сравнению с риском для РН. Среднее значение интегрального риска отказа КА составляет 0,15, что в два раза превышает риск отказа РН. Пик риска отказов КА приходится на 2006 г. и обусловлен аварией РН «Днепр» с 18 спутниками на борту. Кроме того, в последние годы наметилась тенденция к увеличению риска отказа бортового оборудования КА. В статистику отказов КА намеренно не были включены многочисленные отказы и поломки на международной космической станции (МКС). Также, в табл. 5 не включена информация об отказах, произошедших в течение 2000-2009 гг. для КА, запущенных до 2000 г.

4.2. Сравнение рисков отказа КА за 1990-е и 2000-е годы

Сравнительный анализ статистики запусков и отказов КА (за исключением отказов, произошедших по вине РН) в течение 1990-1999 гг. [3] и за

последние десять лет (табл. 5) показывает, что общее количество КА, запущенных в 2000-2009 гг., увеличилось в 1,25 раз по сравнению с 1990-1999 гг.

С учетом одновременного уменьшения пусков РН в 2000-2009 гг. можно говорить об увеличении доли групповых выводов КА на орбиту (в среднем, на один запуск РН приходится 1,6 КА), а, следовательно, об увеличении цены отказа РН.

Что касается риска отказов КА по вине бортового оборудования (учитывая и неуспешное развертывание КА на орбите после запуска), то он также увеличился по сравнению 1990-х годами с 0,059 до 0,073.

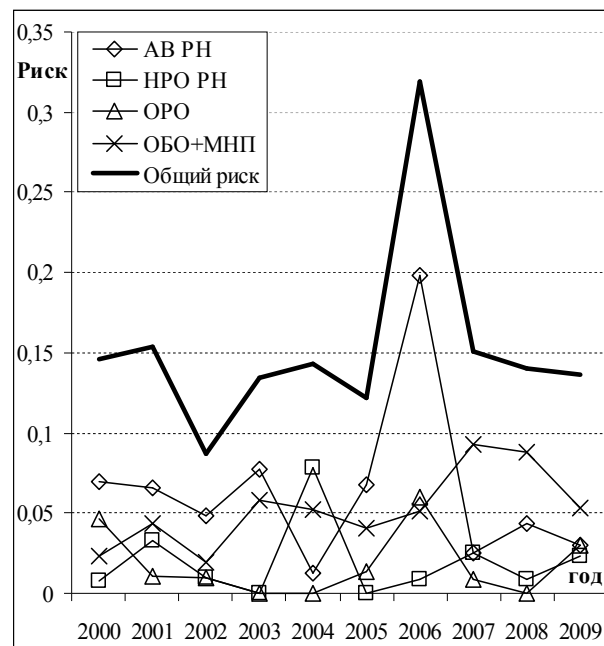


Рис. 2. Риски отказа КА

Таблица 6
Сравнение рисков отказа космических аппаратов
в периоды 1990-1999 и 2000-2009 гг.

Год	Кол-во запусков	Кол-во отказов	Риск	Год	Кол-во запусков	Кол-во отказов	Риск
1990	116	2	0,017	2000	130	9	0,069
1991	88	2	0,023	2001	91	5	0,055
1992	95	0	0	2002	103	3	0,029
1993	79	0	0	2003	104	6	0,058
1994	89	2	0,022	2004	77	4	0,052
1995	74	3	0,041	2005	74	4	0,054
1996	73	1	0,014	2006	116	13	0,112
1997	86	12	0,14	2007	119	12	0,101
1998	77	16	0,208	2008	114	10	0,088
1999	73	12	0,164	2009	132	11	0,083
Всего	850	50	0,059	Всего	1060	77	0,073

Кроме того, необходимо отметить, что 7% потерь спутников происходит во время или же непосредственно после доставки на орбиту, что составляет 40% (!) от общего числа отказов КА.

5. Анализ причин аварий РН и КА

5.1. Общая классификация причин аварий

Анализ информационных источников позволил разделить множество отказов, приводящих к авариям или другим нештатным ситуациям.

Для ракетоносителей установлены следующие подмножества:

- 1 ступень (1С);
- 2 ступень (2С);
- 3 ступень (3С);
- средства отделения КА (СО КА);
- разгонный блок (РБ);
- аппаратные средства компьютерной системы управления (АС);
- программные средства (ПС).

Для космических аппаратов получено 8 подмножеств, исходя из типов систем, оборудования или компонент:

- радиоаппаратура (РА);
- программные средства (ПС);
- система электроснабжения (СЭС);
- механическая неисправность или повреждение конструкции КА (МНП);
- аппаратные средства (АС);
- гироскопические устройства (ГС);
- двигательная установка КА (ДУ);
- ошибка обслуживающего персонала (ООП).

В табл. 7 и 8 систематизированы причины и последствия отказов РН и КА соответственно, зафиксированных в 2000-2009 гг. (из рассмотрения

была исключена катастрофа корабля многоразового использования Columbia 1 февраля 2003 г., причиной которой считается повреждение термозащиты).

5.2. Анализ отказов компьютерных систем и программных средств

Как видно (рис. 3), 13% отказов РН обусловлено программными средствами систем управления, в то время как для КА этот показатель составляет 20% и еще 6% приходится на отказы аппаратных средств бортовых компьютеров (рис. 4).

Вместе с тем, только 6% фатальных отказов КА произошли из-за отказов ПС (так же как и АС), в то время как для РН они обусловили 15% аварий. Такое расхождение связано с тем, что при проявлении дефектов ПС бортовые компьютеры КА переходят в так называемый «безопасный режим». Это дает возможность специалистам центра управления обнаружить дефект и устранить его путем обновления ПС по резервному каналу связи с КА. Очевидно, что для РН такая возможность отсутствует.

В среднем, дефекты программных средств систем управления приводят к аварии или выводу КА на нерасчетную орбиту в каждом 110-м случае запуска РН, что практически соответствует расчетам, полученным для периода с 1990 по 1999 гг.

Таблица 7
Причины и последствия отказов ракетоносителей

Место отказа	Авария РН	Вывод КА на нерасчетную орбиту	Всего
1С	9	2	11
2С	7	4	11
3С	5	4	9
СО КА	5	1	6
ПС	5	1	6
РБ	1	2	3
АС	1	0	1
Всего	33	14	47

Таблица 8
Причины и последствия отказов космических аппаратов

Место отказа	Фатальный отказ	Частичный отказ	Парированный отказ/сбой	Всего
РА	20	11	0	31
ПС	3	2	16	21
СЭС	15	3	2	20
МНП	5	8	2	15
АС	3	0	3	6
ГС		2	3	5
ДУ	2	2	0	4
ООП	1	0	0	1
Всего	49	28	26	103

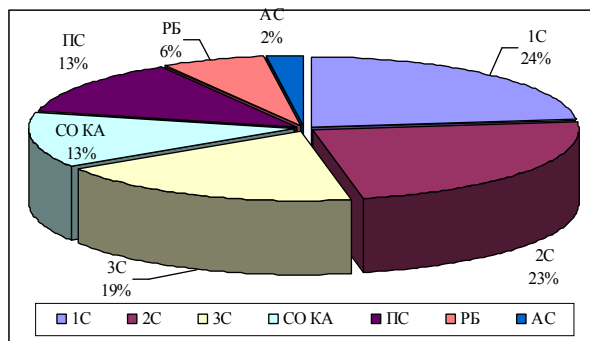


Рис. 3. Диаграмма причин отказов РН

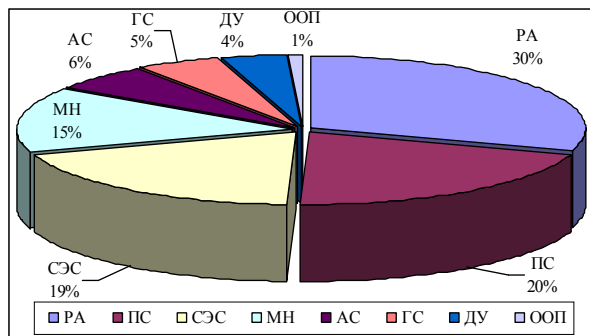


Рис. 4. Диаграмма причин отказов и сбоев в работе КА

Однако необходимо отметить, что в действительности этот показатель может быть существенно выше. Дело в том, что в качестве причины трети отказов ступеней РН и разгонных блоков указывается «преждевременное отключение двигательной установки». Такая причина может быть обусловлена как аномалиями в работе двигательной установки, так и ошибочными командами на преждевременное отключение, выданными системой управления, функциями которой является навигация, стабилизация, управление расходом топлива, отделением ступеней РН и полезной нагрузки.

Отдельный интерес для отечественных специалистов представляет авария РН «Зенит-3SL», произошедшая 12 марта 2000 г. В результате расследования причины катастрофы следственной комиссией было установлено, что авария произошла из-за логической ошибки в программном алгоритме наземной автоматизированной системы предстартовой подготовки [10]. Не была выдана обязательная команда на закрытие клапана пневмосистемы 2-й ступени. Потеря давления газа в системе, обеспечивающей работу автоматики рулевого двигателя второй ступени, превысила 60%, что привело к нерасчетному режиму работы двигателя и вызвало его остановку на 461-й секунде полета.

Разработчиками автоматизированной системы предстартовой подготовки являются специалисты ракетно-космического комплекса «Энергия» (Россия). Отмечается, что данный дефект был внесен после модернизации программного обеспечения.

Кроме того, по информации ГKB «Южное» это второй (!) случай аварийного проявления данного дефекта в системе предстартовой подготовки. Первый привел к аварии РН «Зенит-2», в рамках программы «Globalstar» 9 сентября 1998 г.

Другими словами, аварию РН «Зенит-3SL» можно было избежать, если бы в результате расследования аварии РН «Зенит-2» была установлена и устранена истинная причина. В этом случае надежность РН «Зенит-3SL» могла бы составить 97%, что превысило бы показатели РН «Ariane-5». Непосредственным следствием программного дефекта является снижение степени доверия к РН «Зенит-2/3SL» и репутации программы «Морской старт», потеря потенциальных клиентов и прибыли.

6. Инциденты на МКС в 2000-е годы: отказы компьютерных систем

При анализе степени влияния современных компьютерных средств на надежность ракетно-космической техники заслуживает внимания рассмотрение наиболее крупных инцидентов на международной космической станции в течение 2000-2009 гг.

21 февраля 2000 г. в американском сегменте МКС кратковременно вышел из строя главный из трех бортовых компьютеров, выполняющих командные и контрольные функции. Связь со станцией была восстановлена путем перехода на резервный бортовой компьютер. По версии специалистов, причиной сбоя явился дефект программного обеспечения.

25 апреля 2001 г. отказали все три бортовых компьютера американского сегмента МКС и нарушилась связь с центром управления полетом в Хьюстоне. Как выяснилось впоследствии, произошел отказ в устройстве хранения информации, где были повреждены файлы на жестких дисках. В настоящее время вместо жестких дисков применяются запоминающие устройства на твердотельных накопителях.

4 февраля 2002 г. МКС на несколько часов потеряла управление из-за отказа компьютера, транслирующего команды от российских датчиков, определяющих положение станции, к гироскопам американского производства. В результате на МКС отказали системы голосовой связи с Землей и ориентации в космическом пространстве.

21 мая 2002 г. на МКС на три часа отключались системы жизнеобеспечения и научные приборы. Причиной сбоя явилось проявление дефекта программы одного из бортовых компьютеров.

12 июня 2007 г. сбой компьютера в российском сегменте оставил станцию без нормальной работы двигателей ориентации, оборудования для генерации кислорода, поглощения углекислого газа и других систем жизнеобеспечения. Автоматическая пе-

резагрузка компьютера привела к ложной пожарной тревоге. Дальнейшее исследование причин неисправности показало, что проблема заключалась в образовании конденсата на электрических контактах. Это стало причиной короткого замыкания, которое привело к отправке команды отключения питания основного и дублирующих компьютеров. Таким образом, даже многократное резервирование бортовых компьютеров в ряде случаев не позволяет избежать отказа, если имеются дефекты ПС.

Однако, программное обеспечение является не только источников отказов, но и гибким механизмом для парирования конструктивных недостатков и отказов других систем КА. Например, проблема низкого качества снимков, получаемых японским спутником космического зондирования земной поверхности Daichi (ALOS) из-за недостаточно устойчивой стабилизации спутника и высокого уровня шума, была решена с помощью программной реализации функций коррекции и цифровой фильтрации на спутнике [11].

Другим показательным примером является история КА Hayabusa (Япония), запущенного для исследования астероида Итокава. После преждевременного расхода топлива маневровых реактивных двигателей (из-за перерасхода топлива при удерживании заданного направления движения КА после выхода из строя двух из трех гироскопов системы стабилизации) японским ученым удалось перепрограммировать систему управления для осуществления ориентации и стабилизации КА на основе создания реактивной тяги за счет использования запасов ксенона ионного маршевого двигателя.

Заключение

В данной работе проведен анализ аварий РКТ за первое десятилетие 21-го века. Первый год второго десятилетия показывает, что и это десятилетие, к сожалению, будет давать информацию для анализа. Сравнение аварийности РН и КА за последнее десятилетие прошлого и первое десятилетие нынешнего веков показывает, что суммарные риски не только не уменьшились, а и возросли.

Следует отметить, что возросли риски аварийности, вызванные отказами компьютерных систем. Отказы и сбои программных и аппаратных средств (20% и 6% соответственно) бортовых компьютеров занимают второе место (после отказов радиоаппаратуры) среди причин отказов КА.

Кроме того, часть отказов радиоаппаратуры также может быть связана с отказом аппаратных средств.

Каждый седьмой отказ РН обусловлен проявлением дефекта программных средств, в то время как отказ аппаратных средств систем управления не

является характерным для РН. Среди причин отказов РН стран с развитой ракетно-космической индустрией (прежде всего России, США и Украины) следует выделить три основные группы: преждевременное отключение двигательных установок различных ступеней РН; проблемы отделения ступеней, ускорителей, разгонных блоков, обтекателей и выводимых платформ; попадание посторонних частиц в критические элементы двигательных установок и электротехнических механизмов. На первый взгляд, преждевременное отключение двигательных установок может быть связано как с аномалиями в работе ДУ, так и с ошибками в работе бортовых систем управления. Отказы второй группы скорее обусловлены дефектами пиротехнических электро-механических устройств отделения элементов конструкции РН, а также могут быть вызваны отсутствием своевременных команд СУ на срабатывание этих устройств или же дефектами кабельных соединений. Третья группа отказов указывает на возможные дефекты изготовления и сборки элементов РН, а также конструктивное несовершенство. Понимание первопричин таких событий будет способствовать снижению рисков аварий РН. Аварии ракетополетов других стран чаще всего происходят по причине несовершенства их конструкции и элементов РН. Тем не менее, стоит отметить, что последний аварийный пуск РН «Ariane-5ECA» в декабре 2002 г. был связан с отказом новой двигательной установки Vulcain 2 из-за воздействия запредельных механических и тепловых нагрузок, которые, как выяснилось, нельзя было смоделировать во время наземных испытаний [12].

Тенденции

2000-2009 гг. для многих семейств РН является границей перехода на новые версии РН (Протон-М, Зенит-3SL, Delta-IV, Atlas-V). Для российских РН в этот период характерным является замена аналоговых систем управления на цифровые, например, в РН Протон-М 8K82KM (первый запуск осуществлен 7 апреля 2001) и РН Союз-2.1. Это позволило расширить функциональные характеристики РН (точность выведения, устойчивость и управляемость) и использовать баллистические траектории и режимы работы, которые ранее были недоступны из-за недостаточного быстродействия аналоговой СУ.

Наметилась тенденция к переходу на экологически чистые РН, снижающие загрязнение окружающей среды при запуске, а также в случае возможной аварии (например, после неудачного запуска РН «Протон-М» 6 сентября 2007 г. её обломки, упали в 40 км от города Джезказган, залив его окрестности высокотоксичным гептилом).

В области изготовления, производства и запусков РН и КА следует отметить тенденцию тесной кооперации множества различных компаний и стран. Десятилетие назад нельзя было представить, что американский РН Atlas-V, производимый и запускаемый консорциумом Lockheed Martin и Boeing будет использовать двигательную установку РД-180 российского производства.

Современной тенденцией создания систем управления космических аппаратов является широкое использование операционной системы. В частности, ОС реального времени VxWorks с вытесняющей многозадачностью является фактически стандартом для космической электроники. Наиболее яркими примерами может служить использование VxWorks в космических проектах NASA Mars Pathfinder (1997), Mars Exploration Rover (2003), Deep Space One, Mars Odyssey, Stardust, в спутнике PROBA Европейского Космического Агентства и на челноке Lifeboat МКС.

В качестве языка программирования для разработки ПО СУ ракетно-космических комплексов в России используется Модуль-2 и отечественный компилятор Excelsior (XDS). В качестве операционной системы реального времени может быть использована российская ОС2000, разработанная для СУ на базе микропроцессоров MIPS и Intel или QNX 4.25D (Канада). Европейское Космическое Агентство для написания ПО управления ракетой Ariane-5 использовало Ада-95. В США также широко используется язык программирования Ада-95.

Предложения

Расширение функций, реализуемых программными средствами бортовых систем, с одной стороны, повышает требования к их надежности, а с другой, – приводит к увеличению числа дефектов и усложняет процесс их выявления, особенно в условиях внедрения операционной системы и многозадачности. Показательным примером является история внесения, проявления и исправления дефекта ПС марсохода Mars Pathfinder, связанного с проблемой инверсии приоритетов при реализации механизма блокировки доступа к информационной шине различных управляющих задач в ОС VxWorks, подробное описание которой представлено в [13].

Как показал анализ, данная проблема не была выявлена заранее из-за того, что к её проявлению приводило редкое сочетание событий, которое не моделировалось при проведении тестирования. Тем не менее, данный дефект проявился уже на следующий день после приземления Pathfinder на Марс, причем неоднократно. Вместе с тем разработчиками программных средств Mars Pathfinder были реализо-

ваны механизмы по восстановлению после отказов и сбоев из-за различных проблем, большинство из которых так и не произошло за время миссии.

Таким образом, при разработке систем управления РКТ важным является априорный анализ критичности возможных отказов и воздействующих факторов для более эффективной реализации механизмов восстановления, а также обеспечение соответствия профиля тестирования реальным условиям эксплуатации. В этой связи целесообразно применять математически-обоснованные формальные методы проектирования и верификации аппаратных, программных средств и систем в целом, таких как Event-B и Model Checking в контексте требований, изложенных в стандартах ECSS.

Перспективность этого направления подтверждается также тем, что развернут специальный сайт NASA по этой проблематике, а начиная с 2009 года, NASA проводит ежегодные симпозиумы по применению формальных методов [14].

Инвариантно-ориентированные методы оценки функциональной безопасности программных средств для РКТ описаны в [15]. В данной работе при оценке рисков не учитывался ущерб от отказов. Экономическая оценка и расчет рисков с учетом величины ущерба представляет одно из направлений дальнейших исследований. Кроме того, полученные данные и данные об авариях РКТ предыдущих 40 лет, дают хорошую выборку для детальной статистической обработки. Оценки могут быть также уточнены с учетом неточности или нечеткости исходных данных.

Литература

1. Авария из-за ошибки [Электронный ресурс] / Интерфакс. – Режим доступа: <http://www.interfax.ru/print.asp?sec=1446&id=169821>.
2. Железняков А.Б. Взлетая, падала ракета / А.Б. Железняков. – СПб.: Система, 2003. – 220 с.
3. Харченко В.С. Анализ рисков аварий ракетно-космической техники: эволюция причин и тенденций / В.С. Харченко, В.В. Скляр, О.М. Тарасюк // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2003. – № 3 (3). – С. 135-149.
4. Тарасюк О.М. Безопасность аэрокосмической техники и надежность компьютерных систем / О.М. Тарасюк, В.С. Харченко, В.В. Скляр // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 1 (9). – С. 66-80.
5. Hansen M. Report of the Defense Science Board Task Force on Defense Software / M. Hansen, R.F. Nesbit. – Washington: Defense Science Board, 2000. – 59 p.
6. Харченко В.С. Теоретические основы дефектоустойчивых цифровых систем с версионной избыточностью / В.С. Харченко. – МО Украины, 1996. – 402 с.

7. Лабенский В.Б. Применение корреляционно-регрессионного анализа при планировании работ в ракетно-космической отрасли / В.Б. Лабенский // Проблемы управления и информатики. – 2001. – № 4. – С. 101-110.

8. Радаев Н.Н. Повышение точности прогноза вероятности катастроф за счет ущерба неоднородных статистических данных / Н.Н. Радаев // Автоматика и телемеханика. – 2000. – № 3. – С. 183-189.

9. Тымчук Д. Алкантара Циклон Спейс: долгий путь [Электронный ресурс] / Д. Тымчук. – Режим доступа: <http://f1ot2017.com/show/editorial/31407>.

10. «Медные трубы» для «Зенита» [Электронный ресурс] / Національний інститут стратегічних досліджень. Центр досліджень армії, конверсії та роззброєння. – Режим доступа: <http://old.niss.gov.ua/cacds/archgveu/Ber/0318a.html>.

11. Utilization of Data Acquired by "DAICHI" (Advanced Land Observing Satellite) for Maps [Элек-

тронный ресурс] / JAXA 2008-01-16. – Режим доступа: http://www.jaxa.jp/press/2008/01/20080116_sac_daichi_e.html.

12. Волынкина Е. Маленькие трещинки в сопле двигателя стали причиной аварии большой ракеты Ariane 5 [Электронный ресурс] / Е. Волынкина // Космические новости. – Режим доступа: <http://news.cosmoport.com/2003/01/09/3.htm>.

13. Jones M.B. What Happened on Mars? [Электронный ресурс] / M.B. Jones // Microsoft Corporation. – Режим доступа: http://research.microsoft.com/en-us/um/people/mbj/mars_pathfinder/.

14. The 1st NASA Formal Method Symposium [Электронный ресурс] / NASA. – Режим доступа: <http://ti.arc.nasa.gov/events/nfm09/>.

15. Инварианто-ориентированные методы оценки качества программного обеспечения космических систем / Под ред. Б.М. Конорева, В.С. Харченко – Х.: ХАИ, 2009. – 214 с.

Поступила в редакцию 25.01.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры инженерии программного обеспечения Б.М. Конорев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

БЕЗПЕКА РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ ТА НАДІЙНІСТЬ КОМП'ЮТЕРНИХ СИСТЕМ: 2000-2009 РР.

А.В. Горбенко, С.О. Засуха, В.І. Рубан, О.М. Тарасюк, В.С. Харченко

Представлено статистику запусків ракетноносіїв і космічних апаратів у 2000-2009 роках, а також проведено аналіз ризиків аварій ракетно-космічної техніки внаслідок відмов обладнання та різних системних компонентів. Представлено результати оцінки ризиків аварій для ракетноносіїв і космічних апаратів впродовж останніх десяти років та порівняння ризиків і причин аварій за 1990-ті та 2000-ті роки. Дана оцінка впливу відмов комп'ютерних систем управління, їх апаратних і програмних засобів на ризики виникнення аварій ракетно-космічної техніки.

Ключові слова: безпека ракетно-космічної техніки, ризики аварій ракетноносіїв і космічних апаратів, надійність комп'ютерних систем, дефекти програмних засобів.

SAFETY OF ROCKET-SPACE ENGINEERING AND RELIABILITY OF COMPUTER SYSTEMS: 2000-2009 YEARS

A.V. Gorbenko, S.O. Zasukha, V.I. Ruban, O.M. Tarasyuk, V.S. Kharchenko

Rockets and satellites launch statistics during 2000-2009 years are presented in the paper, and risks of rocket-space engineering caused by equipment and components failures are analyzed. Results of risk assessment for carrier-rockets and spacecrafts as well as comparison of emergencies risks and their causes during 1990-1999 and 2000-2009 years are described. Influence of failures of computer systems, hardware and software on risks of carrier-rocket and spacecraft emergencies is analyzed.

Keywords: safety of rocket-space engineering, risks of carrier-rocket and spacecraft emergencies, computer system reliability, software faults.

Горбенко Анатолий Викторович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры компьютерных систем и сетей Национального аэрокосмического университета «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: A.Gorbenko@csac.khai.edu.

Засуха Сергей Алексеевич – заместитель директора Национального космического агентства Украины, Киев, Украина, e-mail: zasukha@nkau.gov.ua.

Рубан Виталий Иванович – магистрант кафедры компьютерных систем и сетей Национального аэрокосмического университета «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: V.Ruban@csac.khai.edu.

Тарасюк Ольга Михайловна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры компьютерных систем и сетей Национального аэрокосмического университета «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: O.Tarasyuk@csac.khai.edu.

Харченко Вячеслав Сергеевич – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой компьютерных систем и сетей Национального аэрокосмического университета «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: V.Kharchenko@khai.edu.

УДК 621.671:532.528

О.В. ПИЛИПЕНКО¹, Ю.А. ЖУЛАЙ², С.И. ДОЛГОПОЛОВ¹¹Институт технической механики НАНУ и НКАУ, Днепрпетровск, Украина²Институт транспортных систем и технологий НАНУ, Днепрпетровск, Украина

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СОВМЕСТНЫХ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ КОНСТРУКЦИИ ТРУБОПРОВОДА И ЖИДКОСТИ В ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ ПРИ УСТАНОВКЕ БАЙПАСНОГО ДЕМПФИРУЮЩЕГО ТРУБОПРОВОДА

Разработана математическая модель совместных продольных колебаний конструкции питающего трубопровода и жидкости в гидравлической системе, включающей шнекоцентробежный насос и подключенный байпасный демпфирующий трубопровод (БДТ). Для конкретного насоса дано теоретическое обоснование экспериментально полученных данных аномальной области неустойчивости системы по отношению к кавитационным колебаниям. Показано, что с помощью БДТ, включающего специальным образом организованную кавитационную полость, можно эффективно обеспечить устойчивость гидравлической системы по отношению к кавитационным колебаниям.

Ключевые слова: жидкостной ракетный двигатель, шнекоцентробежный насос, кавитационные колебания, граница области устойчивости, продольные колебания конструкции, демпфирующее устройство.

Введение

Шнекоцентробежные насосы (ШЦН) жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) работают на режиме скрытой кавитации, когда на входе в насосы образуются кавитационные каверны, которые не оказывают заметного влияния на статические характеристики насоса, но существенно влияют на динамические характеристики гидравлических систем, включающих ШЦН. При определенных условиях в указанных гидравлических системах на входе в насос могут самопроизвольно возбуждаться колебания давления и расхода жидкости. Такие колебания принято называть кавитационными [1]. Экспериментальные и теоретические исследования [2, 3] позволили определить характерные особенности кавитационных колебаний. В работах [4–6] показано, что на форму границы области устойчивости системы по отношению к кавитационным колебаниям может оказывать влияние кавитация в центробежном колесе, упругое закрепление конструкции насоса, взаимодействие продольных колебаний конструкции трубопровода и жидкости и др.

Для устранения кавитационных колебаний в системах питания ШЦН используют конструктивные мероприятия по изменению параметров питающей магистрали, шнековых преднасосов, уменьшению зоны возвратно-циркуляционного течения на входе в насос, либо устанавливают специальные демпфирующие устройства [3, 7].

Целью настоящей работы является теоретическое исследование влияния продольных колебаний конструкции питающего трубопровода на частоты колебаний и границу области устойчивости кавитационных колебаний при установке специального байпасного демпфирующего трубопровода.

1. Математическая модель

Математическая модель совместных продольных колебаний конструкции прямолинейного трубопровода с сильфоном и жидкости представлена в работе [6]. Её можно условно разбить на два блока уравнений. Один блок уравнений описывает самовозбуждающиеся кавитационные колебания жидкости в линии питания ЖРД, другой – продольные колебания конструкции трубопровода. В этой модели учёт влияния колебаний жидкости на колебания конструкции трубопровода производится за счёт изменения давления жидкости, которое приводит к появлению в стенке трубопровода окружных напряжений и, в соответствии с эффектом Пуассона, – осевых напряжений. Влияние колебаний конструкции на колебания жидкости осуществляется за счёт осевого сокращения или удлинения конструкции трубопровода.

Математическое описание низкочастотной динамики шнекоцентробежного насоса будем производить по гидродинамической модели кавитирующих насосов [2, 3] с коэффициентами, полученными

экспериментально-расчетными способами [8]. Математическая модель БДТ включает уравнение движения жидкости в байпасном трубопроводе и уравнение, описывающее закон сохранения массы:

$$\delta p_{1Д} = \delta p_D - R_D \delta G_D - J_D \frac{d\delta G_D}{dt};$$

$$C_D \frac{d\delta p_D}{dt} = -\delta G_D,$$

где δ – символ указывает на малые отклонения рядом стоящего параметра от установившегося значения;

$p_{1Д}$, p_D – давление жидкости в месте подключения БДТ к питающему трубопроводу и в месте расположения сосредоточенной податливости БДТ;

C_D – сосредоточенная податливость БДТ [9]

$$C_D = \gamma_{ж} l_T \left| \frac{\partial F_K}{\partial p_T} \right|;$$

$\gamma_{ж}$ – удельный вес жидкости;

l_T – длина БДТ;

F_K – площадь кавитационной суперкаверны в БДТ;

p_T – давление на стенке БДТ;

t – время;

G_D – расход жидкости через БДТ;

R_D , J_D – линеаризованное гидравлическое сопротивление и коэффициент инерционного сопротивления БДТ

$$R_D = \frac{2 \Delta p_T}{3 G_D}, \quad J_D = \frac{l_T}{3 g (F_T - F_K)},$$

Δp_T – потери давления по длине БДТ;

F_T – площадь БДТ;

g – ускорение свободного падения.

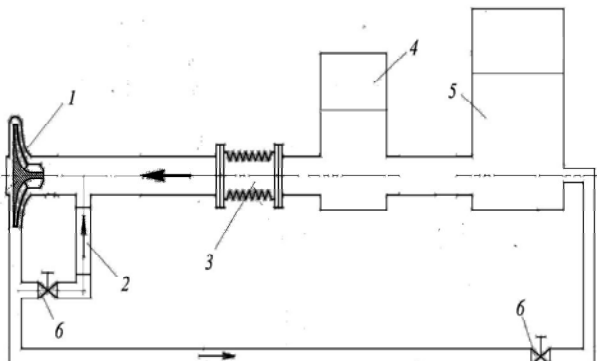


Рис. 1. Упрощенная схема стенда:

1 – шнекоцентробежный насос; 2 – БДТ;

3 – сильфон; 4 – проточный ресивер;

5 – питающая емкость;

6 – дроссель

В качестве объекта исследований будем использовать насосную систему, представленную в работе [6]. Упрощенная схема стенда для проведения динамических испытаний исследуемой насосной системы представлена на рис. 1. Применительно к этой схеме математическая модель совместных продольных колебаний конструкции трубопровода и жидкости при установке БДТ будет иметь вид

$$\begin{cases} J_{11} \frac{d\delta G_{11}}{dt} + \delta p_{1Д} + R_{11} \delta G_{11} - R_{11M} \delta \dot{u}_{Z2} = 0, \\ \delta G_{12} = \delta G_{11} + \delta G_D, \\ (J_{12} + J_{OT}) \frac{d\delta G_{12}}{dt} = \delta p_{1Д} - \delta p_1 - R_{12} \delta G_{12} + R_{12M} \delta \dot{u}_{Z2}, \\ \frac{d\delta p_1}{dt} = \frac{-B_1}{\gamma_{ж}} (\delta G_{12} - \delta G_2) + R_{K1} \frac{d\delta G_{12}}{dt} + R_{K2} \frac{d\delta G_2}{dt} - d_{ж} \delta \dot{u}_{Z2}, \\ \delta p_2 = (1+m) \delta p_1 + s_2 \delta G_2, \\ \delta p_2 = R_2 \delta G_2 + J_2 \frac{d\delta G_2}{dt}, \\ \delta p_D = \delta p_{1Д} + R_D \delta G_D + J_D \frac{d\delta G_D}{dt}, \\ C_D \frac{d\delta p_D}{dt} = -\delta G_D, \\ C_M \frac{d\delta F_{Z1}}{dt} - \delta \dot{u}_{Z2} - \mu_Z \frac{d\delta \dot{u}_{Z2}}{dt} - d_M \frac{d\delta p_1}{dt} = 0, \\ m_M \frac{d\delta \dot{u}_{Z2}}{dt} + \delta F_{Z1} = 0, \end{cases} \quad (1)$$

где G_{11} , G_{12} – расходы жидкости от ресивера до места установки БДТ и от места установки БДТ до входа в насос;

R_{11} , R_{12} , J_{11} , J_{12} – коэффициенты линеаризованного гидравлического и инерционного сопротивления питающего трубопровода на соответствующих участках;

J_{OT} – коэффициент инерционного сопротивления, обусловленный наличием обратных течений на входе в насос;

p_1 – давление на входе в насос;

m – тангенс угла наклона касательной к кавитационной характеристике насоса;

s_2 – тангенс угла наклона касательной к напорной характеристике насоса;

p_2 , G_2 – давление и расход на выходе из насоса;

R_2 , J_2 – коэффициенты линеаризованного гидравлического и инерционного сопротивления напорного трубопровода;

F_{Z1} , $\dot{u}_{Z2}$ – продольная сила и скорость перемещения трубопровода;

m_M – масса трубопровода;

C_M – податливость конструкции трубопровода;

μ_Z – коэффициент демпфирования конструкции трубопровода;

$$R_{11M} = R_{11}A_{\text{ж}}\gamma_{\text{ж}}; R_{12M} = R_{12}A_{\text{ж}}\gamma_{\text{ж}};$$

$$R_{K1} = B_2 - \frac{B_1 T_K}{\gamma_{\text{ж}}}; R_{K2} = \frac{B_1 T_K}{\gamma_{\text{ж}}};$$

B_1, B_2, T_K – упругость, сопротивление и постоянная времени кавитационных каверн;

$$d_{\text{ж}} = -B_1 A_{\text{ж}}; d_M = C_M A_{\text{ЭФ}};$$

$A_{\text{ж}}$ – площадь поперечного сечения трубопровода, занятого жидкостью;

$A_{\text{ЭФ}}$ – эффективная площадь сиффона.

2. Результаты моделирования

Экспериментальные исследования шнекоцентробежного насоса проводились с БДТ, через который проходил расход жидкости 1,46-1,60 кг/с и который имел следующие конструктивные параметры: длина 405 мм, внутренний диаметр трубопровода 24 мм. По значению параметра интенсивности закрутки потока $Q/GR_T = 0,026$ этот БДТ следует относить к классу гидродинамических демпфирующих устройств.

Некоторые результаты динамических испытаний исследуемого насоса с БДТ помещены на рис. 2 – 4. Из рис. 2 видно, что зависимость частоты колебаний от входного давления близка к линейной. Это указывает на кавитационную природу зарегистрированных автоколебаний. Форму области неустойчивой работы по отношению к кавитационным колебаниям, также как и для насосной системы без БДТ [6], можно разделить на две подобласти А и В (рис. 3). При установке БДТ обе эти подобласти заметно уменьшаются.

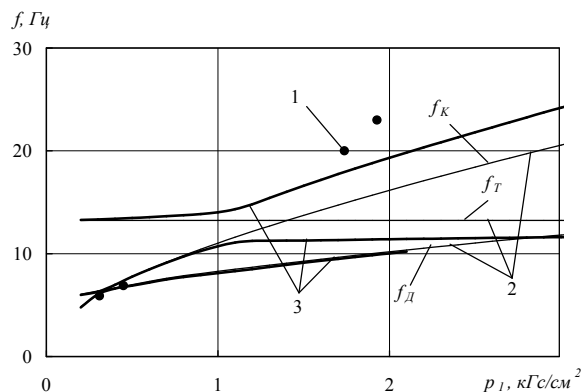


Рис. 2. Зависимость частоты кавитационных колебаний от давления на входе в насос при расходе через насос 25,6 кг/с:

- 1 – эксперимент; 2 – расчет без учета взаимодействия конструкции и жидкости;
3 – расчет с учетом их взаимодействия

Математическое моделирование продольных колебаний конструкции трубопровода и жидкости при установке БДТ и при отсутствии взаимодействия между конструкцией и жидкостью ($d_M = 0, d_{\text{ж}} = 0, R_{11M} = 0, R_{12M} = 0$) позволило определить область неустойчивой работы насосной системы, которая является сплошной (кривая 3 на рис. 3), и частоты колебаний парциальных систем кавитирующего насоса f_K , конструкции трубопровода f_T и БДТ f_D (рис. 2):

$$f_K \approx \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{-B_1}{\gamma(J_{11} + J_{12} + J_{OT})}};$$

$$f_T = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{1}{C_M m_M}} \quad \text{и} \quad f_D = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{1}{C_D J_D}}.$$

Частота колебаний конструкции f_T принята в расчетах постоянной, частота колебаний парциальной системы БДТ является низшей и для расхода через насос 25,6 кг/с лежит в диапазоне от 6 до 12 Гц (рис. 2).

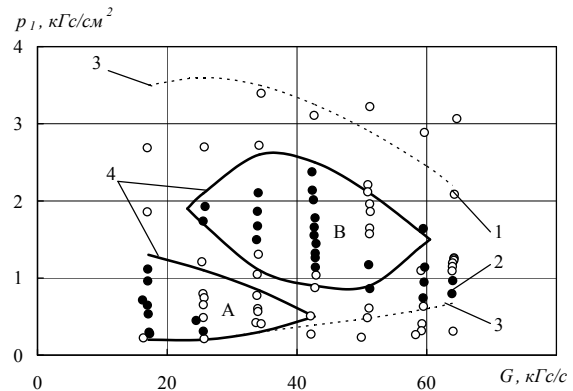


Рис. 3. Область неустойчивой работы насоса: А, В – подобласти кавитационных автоколебаний; 1 – эксперимент, устойчиво; 2 – эксперимент, неустойчиво; 3 – расчет без учета взаимодействия конструкции и жидкости; 4 – расчет с учетом взаимодействия

При учете взаимодействия конструкции трубопровода и жидкости ($d_M \neq 0, d_{\text{ж}} \neq 0, R_{11M} \neq 0, R_{12M} \neq 0$) установлено следующее.

Взаимодействие жидкости с конструкцией трубопровода приводит к существенному сокращению области кавитационных автоколебаний (см. кривые 3 и 4 на рис. 3). При этом появляются две отдельные расчетные области А и В неустойчивой работы насосной системы, которые близки к экспериментальной области сложной конфигурации. В области А доминирующими являются корни характеристического уравнения, соответствующие низшей частоте колебаний связанной системы, близкой к частоте

колебаний парциальной системы кавитирующего насоса. (Доминирующими считаются корни, у которых максимальны действительные части.) Это указывает на то, что кавитационные автоколебания в области А реализуются на этой низшей частоте. В области В кавитационные автоколебания реализуются на высшей частоте колебаний связанной системы, также близкой к частоте колебаний парциальной системы кавитирующего насоса.

Согласование экспериментальных данных и результатов расчетов по математической модели (1) указывает на достоверность предложенной модели и позволяет её использовать далее для определения требуемых динамических характеристик БДТ (с точки зрения обеспечения устойчивости системы по отношению к кавитационным колебаниям).

Сравнение экспериментальных областей существования кавитационных автоколебаний без БДТ и с БДТ (см. работу [6] и рис. 3) свидетельствует о том, что используемый в эксперименте БДТ сравнительно мало сокращает область существования кавитационных автоколебаний. Это обусловлено тем, что параметры используемого БДТ не согласованы с линией питания насоса. Для эффективного подавления кавитационных автоколебаний с помощью БДТ необходимо чтобы БДТ обладал требуемыми динамическими характеристиками.

Суммарный импеданс Z_{Σ} (отношение комплексных амплитуд колебаний давления к расходу жидкости) в месте подключения БДТ можно выразить формулой

$$Z_{\Sigma} = \frac{Z_1 Z_D}{Z_1 + Z_D}, \quad (2)$$

где $Z_1 = R_{11} + j\omega J_{11}$ и $Z_D = R_D + j\omega J_D - \frac{j}{\omega C_D}$;

j – мнимая единица.

При подключении БДТ его податливость должна быть существенно больше податливости кавитационных каверн в ШЦН. Поэтому импеданс гидравлической системы в месте подключения БДТ полностью определяется импедансом БДТ, т.е. $Z_{\Sigma} \approx Z_D$.

При выполнении этого условия будем иметь $Z_D \ll Z_1$ или для определенности

$$Z_D = \Delta Z_1, \quad (3)$$

где Δ – задаваемое малое число.

Из условия (3) находятся параметры, определяющие динамические характеристики БДТ.

Результаты расчетов по предложенной математической модели показывают, что при обеспечении требуемых динамических характеристик БДТ исследуемая система (1) устойчива по отношению к кавитационным колебаниям на всех режимах её работы.

Заключение

Предложена математическая модель совместных продольных колебаний конструкции трубопровода и жидкости при установке в линии питания шнекоцентробежного насоса байпасного демпфирующего трубопровода. Для конкретного шнекоцентробежного насоса проведено математическое моделирование совместных продольных колебаний конструкции его питающего трубопровода и жидкости при установке байпасного демпфирующего трубопровода. На основании результатов расчетов дано объяснение аномальности экспериментальной области неустойчивой работы исследуемого насоса по отношению к кавитационным колебаниям. Отмечено, что для эффективного подавления кавитационных автоколебаний с помощью БДТ необходимо обеспечить требуемые динамические характеристики БДТ. Показано, что при этих условиях, подключение БДТ позволяет полностью устранить кавитационные автоколебания на всех режимах работы ШЦН.

Перспективным в данном направлении исследования является использование разработанной математической модели для анализа динамических испытаний насосных систем и линий питания ЖРД с байпасным демпфирующим трубопроводом.

Литература

1. Динамика жидкостных ракетных двигателей установок и продольная устойчивость жидкостных ракет-носителей / В.В. Пилипенко, В.А. Задонцев, Н.И. Довгоцько, Ю.Е. Григорьев, И.К. Манько, О.В. Пилипенко // *Техническая механика*. – 2001. – № 2. – С. 11-37.
2. Пилипенко В.В. Кавитационные колебания и динамика гидросистем / В.В. Пилипенко, В.А. Задонцев, М.С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1977. – 352 с.
3. Пилипенко В.В. Кавитационные автоколебания / В.В. Пилипенко. – К.: Наук. думка, 1989. – 316 с.
4. Иванов Я.Н. Об одной аномальности формы области неустойчивой работы шнекоцентробежного насоса по отношению к кавитационным колебаниям / Я.Н. Иванов, В.А. Дрозд, В.А. Задонцев // *Кавитационные автоколебания в насосных системах: сб. научн. трудов*. – К.: Наук. думка, 1976. – Ч. 1. – С. 57-59.
5. Чалый П.П. Автоколебания в гидросистеме с упругозакрепленным насосом / П.П. Чалый // *Рабочие процессы в шнекоцентробежных насосах: сб. научн. трудов*. – К.: Наук. думка, 1979. – С. 86-90.
6. Жулай Ю.А. Математическое моделирование совместных продольных колебаний конструкции трубопровода и жидкости при кавитационных колебаниях в линиях питания ЖРД / Ю.А. Жулай,

С.И. Долгополов, Т.А. Грабовская // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 5 (62). – С. 58–63.

7. Жулай Ю.А. Экспериментальное исследование влияния байпасного демпфирующего трубопровода на устойчивость насосной системы питания/ Ю.А. Жулай, Л.Г. Запольский // *Проблемы высокотемпературной техники: сб. науч. трудов*. – Днепропетровск: ДНУ, 2004. – С. 76-82.

8. Пилипенко В. В. Экспериментально-расчетное определение коэффициентов уравнения динами-

ки кавитационных каверн в шнекоцентробежных насосах различных типоразмеров / В.В. Пилипенко, С.И. Долгополов // *Техническая механика*. – 1998. – Вып. 8. – С. 50-56.

9. Пилипенко О.В. Определение скорости звука и податливости парогазовой каверны в трубопроводе при вращательно-поступательном движении жидкости / О.В. Пилипенко // *Кавитационные колебания и динамика двухфазных систем: сб. науч. трудов*. – К.: Наук. думка, 1985. – С. 71-77.

Поступила в редакцию 16.11.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., начальник информационно-аналитического управления В.А. Задонцев, Международная научно-промышленная корпорация «ВЕСТА», Днепропетровск, Украина.

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ СПІЛЬНИХ ПОЗДОВЖНІХ КОЛИВАНЬ КОНСТРУКЦІЇ ТРУБОПРОВОДУ І РІДИНИ У ГІДРАВЛІЧНІЙ СИСТЕМІ ПРИ УСТАНОВЦІ БАЙПАСНОГО ДЕМПФІРУЮЧОГО ТРУБОПРОВОДУ

О.В. Пилипенко, Ю.О. Жулай, С.І. Долгополов

Розроблено математичну модель спільних поздовжніх коливань конструкції живильного трубопроводу і рідини в гідравлічній системі, що включає шнекоцентробіжний насос і підключений байпасний демпфіруючий трубопровід (БДТ). Для конкретного насоса дане теоретичне обґрунтування експериментально отриманих даних аномальної області нестійкості системи стосовно кавітаційних коливань. Показано, що за допомогою БДТ, що включає спеціальним образом організовану кавітаційну порожнину, можна ефективно забезпечити стійкість гідравлічної системи стосовно кавітаційних коливань.

Ключові слова: рідинний ракетний двигун, шнекоцентробіжний насос, кавітаційні коливання, границя області стійкості, поздовжні коливання конструкції, демпфіруючий пристрій.

MATHEMATICAL MODELLING OF THE COUPLED LONGITUDINAL OSCILLATIONS OF THE PIPELINE AND THE LIQUID IN A HYDRAULIC SYSTEM WITH A BY-PASS DAMPING PIPELINE MOUNTING

O.V. Pilipenko, Yu.A. Zhulai, S.I. Dolgoplov

The mathematical model of the coupled longitudinal oscillations of the feeding pipeline and the liquid in a hydraulic system consisting of screw centrifugal pump and connected by-pass damping pipeline (BDP) is developed. For a specific pump the theoretical justification of experimentally received data of abnormal area of instability of the system in relation to cavitation oscillations is given. It is shown that by means of BDP that includes the organized in a special way cavity, it is possible to provide effective stability of a hydraulic system in relation to cavitation oscillations.

Keywords: liquid rocket engine, screw centrifugal pump, cavitation oscillations, stability area boundary, longitudinal fluctuations of a design, damping device.

Пилипенко Олег Викторович – д-р техн. наук, чл.-корр. НАН України, директор Інститута технічної механіки НАНУ і НКАУ, Днепропетровск, Україна.

Жулай Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., ведущий науч. сотр. Інститута транспортних систем і технологій НАНУ, Днепропетровск, Україна.

Долгополов Сергей Иванович – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., ст. науч. сотр. Інститута технічної механіки НАНУ і НКАУ, Днепропетровск, Україна.

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ, А.С. КАРТАШЕВ, В.Ю. СИЛЕВИЧ, А.А. ВОРОНЬКОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОБЛАСТЕЙ ЦЕЛЕСООБРАЗНОГО ПРИМЕНЕНИЯ АЭРОБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С РАЗЛИЧНЫМИ ТИПАМИ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

На основании массива тактико-технических характеристик проведен анализ функциональных свойств представленной выборки малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) с использованием критериев массового совершенства, масштабной скорости и дальности. Произведена дифференциация групп БЛА по типу двигательной установки и системе старта. Получена явно выраженная сепарация на транспортные и скоростные летательные аппараты, а также разделение БЛА по типу двигательной установки, что обеспечивает возможность детерминированного принятия решений на стадии формирования облика объекта проектирования.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, критериальная оценка, тактико-технические характеристики, формирование облика, критериальное пространство.

Введение

Полная автоматизация процесса изготовления наукоемких изделий с использованием гибких технологических линий без подготовки производства является на данный момент свершившимся фактом. Тем самым создается предпосылка к достижению экономической оправданности выпуска изделий мелкими партиями либо в единственном экземпляре. В результате возникает потенциальная возможность совмещения в единственном экземпляре свойств опытного и серийного образцов. Для реализации такой возможности необходимо сделать столь же гибким и малозатратным процесс проектирования, что может быть осуществлено на основании формализованного анализа положительного опыта, осуществленного в известных образцах с использованием аппарата теории подобия и размерности [1].

Выпуск единичных образцов и мелких партий – явление, типичное для авиации и ракетной техники. Вне зависимости от программы выпуска при этом в первую очередь должна быть решена задача формирования облика транспортной составляющей (ТС) комплекса с летательным аппаратом (ЛА), т.е. системы планер – двигательная установка (ДУ) и средств ввода в полет.

Высокое качество проектных работ на этапе формирования облика ЛА на данном уровне развития доступно лишь только в рамках масштабных программ в области полноразмерной авиации. Многочисленные и весьма востребованные классы беспилотных авиационных комплексов с малоразмерными ЛА по этой причине довольствуются «эко-

номными» вариантами облика авиамоделей, т.е. «дешевой», но не «сердитой» ТС.

В области ракетной техники также имеется ряд проблем, связанных с повышением характеристик на фоне сильных массогабаритных ограничений и миниатюризацией ЛА. Например, в области авиационных ракетных комплексов класса «воздух – воздух» (ВВ) требует своего разрешения противоречие между многократно возросшей дистанцией обнаружения целей и значительно отстающей предельной дальностью стрельбы. Решение данной проблемы в рамках традиционного твердотопливного облика авиационной управляемой ракеты (АУР) без увеличения масштаба не имеет перспектив. Здесь необходимы изыскания в направлении оснащения АУР ВВ двигательными установками со сверхзвуковыми прямоточными воздушно-реактивными двигателями (СПВРД). Аналогичная ситуация сложилась и в области зенитно-ракетных комплексов малой дальности.

Системное решение названных и иных проблем формирования облика ЛА требует интенсификации процесса проектирования за счет создания детерминированных универсальных методов проектирования. В данном качестве критериальный анализ массивов тактико-технических характеристик (ТТХ) известных образцов позволяет с учётом масштабного фактора формальными средствами вывести облик ТС с заданными свойствами оперативности и помехозащищённости (оперативность – время, помехозащищённость – способность совершать полёт на заданную дальность в реальных условиях полета: ветрового сноса, противодействия противника и т.п.) [2].

Критериальный анализ

Критериальные комплексы отображают взаимосвязь свойств ТС. В развитие принципов и подходов [3] для проведения критериального анализа используется пространство, образованное показателями функциональной эффективности – аналогами КПД:

$$K_t = \frac{M_{\text{пн}} D \cdot R}{M_c \cdot M_T \xi H_u},$$

дополненное координатами, отображающими масштабный фактор ЛА:

$$\bar{w} = \left(\frac{(v/L)_{\text{Л.А.}}}{(v/L)_{\text{Эт. Л.А.}}} \right)^3;$$

$$\bar{D} = \left(\frac{D}{L} \right)^3,$$

где K_t – коэффициент массового совершенства;

$M_c, M_{\text{пн}}, M_T$ – массы ЛА: стартовая, полезной

нагрузки, топлива;

D – дальность полета;

L – характерный размер ЛА;

R – сила тяги двигателя;

H_u, ξ – теплотворная низшая способность и коэффициент полноты сгорания условного топлива;

$\bar{D}, \bar{w}$ – масштабные дальность и скорость полета;

$(v/L)_{\text{Эт. Л.А.}}$ – приведенная к масштабу ЛА эталонная скорость полета;

v – скорость полета ЛА.

Масштабная дальность полета отображает основное функциональное свойство ТС с БЛА независимо от типоразмера.

Масштабная скорость полета позволяет оценить скоростные возможности ТС вне зависимости от размера БЛА.

Возможности метода критериальных оценок, заданного в пространстве (1) – (2) продемонстрированы на примере выборки известных образцов БЛА в диапазоне стартовых масс 10...3000 кг [4, 5]. Для анализа выбирались ряды ТТХ крейсерских режимов полета. Результаты представлены в координатных системах $K_t - \bar{D}$, $K_t - \bar{w}$, $\bar{D} - \bar{w}$, $K_t - \bar{D} - \bar{w}$, отображающих влияние масштаба в соответствии с законом «квадрата-куба» (рис. 1 – 4), где $\bar{D}$ и $\bar{w}$ представлены в логарифмическом масштабе, а K_t – в линейном.

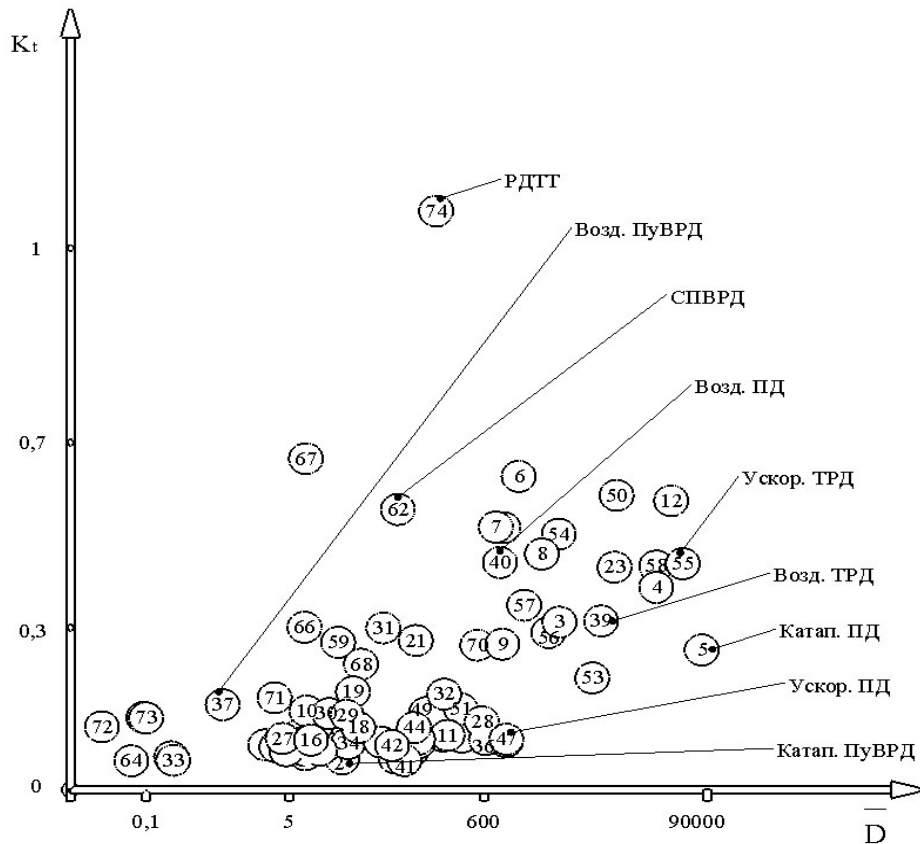


Рис. 1. Сепарация выборки образцов ТС по типам ДУ ЛА и системам старта в зависимости от транспортных возможностей и масштабных дальностей

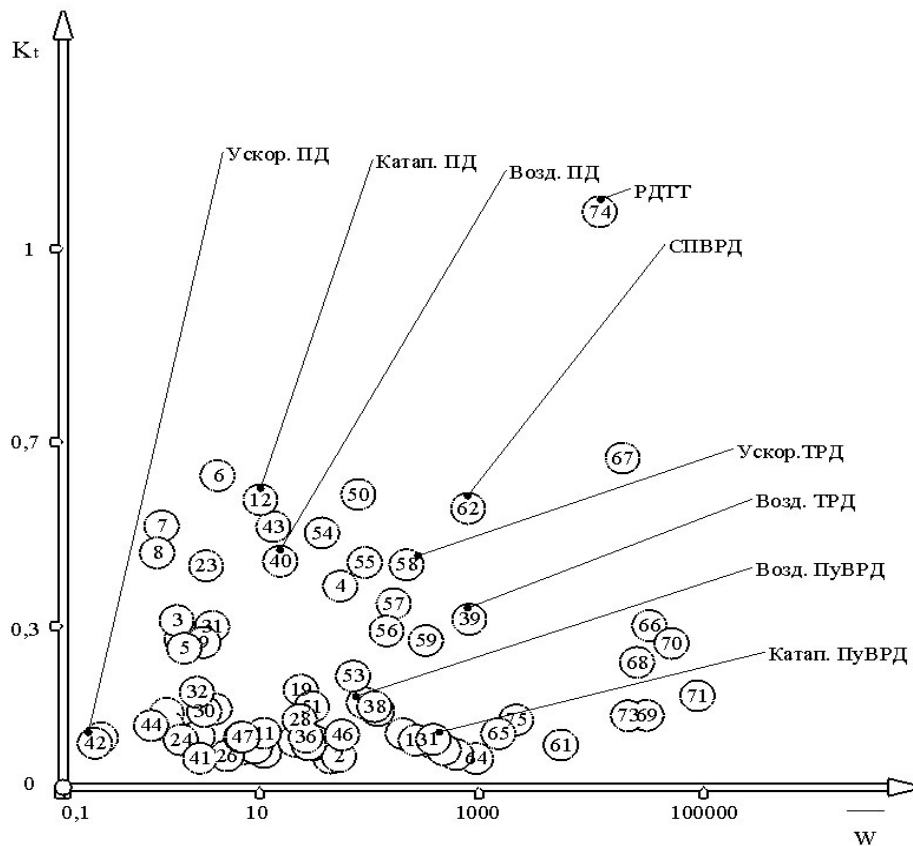


Рис. 2. Распределение транспортных функций БЛА и скоростных возможностей в зависимости от масштабного фактора

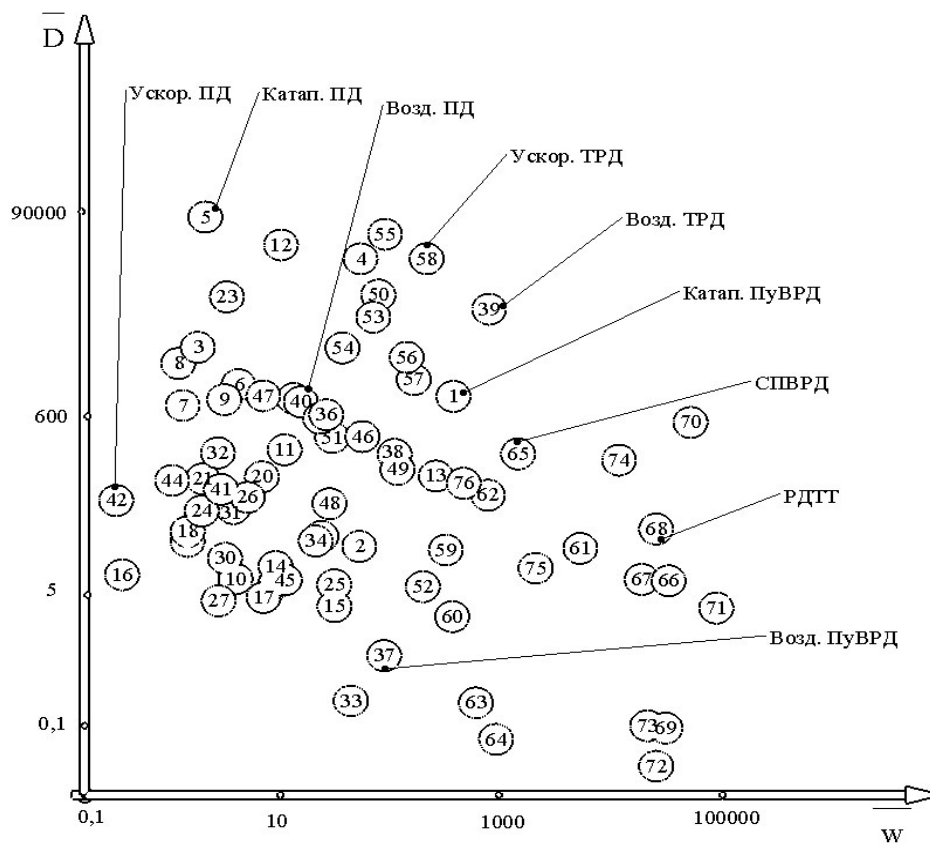


Рис. 3. Соотношение масштабных дальностей и скоростей БЛА

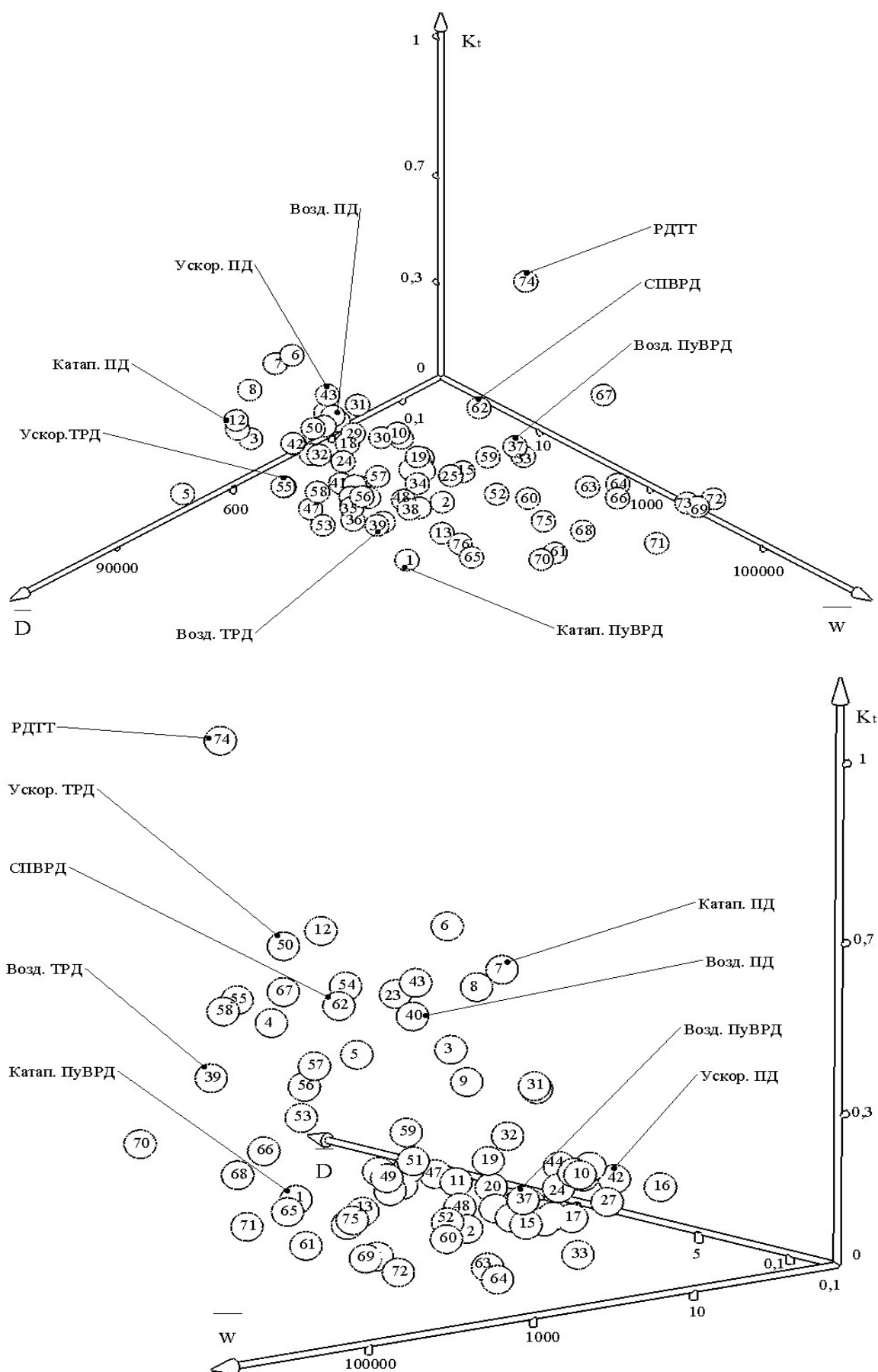


Рис. 4. Полный вид масштабного критериального пространства типов БЛА

Таблица 1

Сводные критериальные оценки БЛА

№	самолет	K_t	$\bar{L}$	$\bar{W}$
Катап. ¹⁾ ПуВРД ²⁾				
1	ЛА с ПуВРД	271,119	0,048	729,
2	E95M	34,474	0,009	13,49
Катап. ПД				
3	Грант	1,000	0,318	2688
4	Ремез А-3	35,478	0,396	28265
5	Silver fox	1,180	0,255	85659
6	Scan eagle	2,440	0,647	995,2
7	CL-18	0,718	0,532	571,9
8	CL-28	0,651	0,471	1749,5
9	шмель-1	1,787	0,268	669,9
10	Luna	2,287	0,117	5,694
11	Sparrow	6,722	0,062	176,3
12	Bat 3	6,202	0,592	40738
13	Boomerang	184,760	0,046	87,79
14	Micro-V	5,500	0,029	7,91
15	Альбатрос	20,027	0,036	2,73
16	I-View	0,190	0,052	6,351
17	Типчак	4,236	0,028	3,478
18	Scout	0,801	0,080	20,066
19	Avartek	15,024	0,160	17,661
20	Sperwer	4,088	0,053	85,869
21	Pioneer	1,114	0,276	81,326
22	Crecerelle	5,523	0,030	5,125
23	Кулон-2	1,898	0,442	10273
24	Ranger	1,092	0,047	34,674
25	Banshee	19,941	0,045	4,869
26	Shadow	2,980	0,011	49,693
27	Phoenix	1,581	0,055	3,180
28	Exdrone	14,617	0,093	406,4
29	Hermes 180	0,802	0,108	15,310
30	Пчела-1	1,818	0,111	9,840
31	DoDt-25	2,169	0,305	37,037
32	Fox AT-1	1,553	0,155	162,28
33	Scythe	28,641	0,006	0,223
34	МК-106 HIT	13,292	0,044	15,625
35	Dragon Drone	14,617	0,100	406,44
Возд. ПуВРД				
36	Katydid KDH-1	16,746	0,053	447,18
37	Gordon CTV-N-4	59,360	0,131	0,741
Возд. ТРД				
38	ITALD ADM-141	74,898	0,123	156,12
39	MALD ADM-160	593,865	0,320	7392

№	самолет	K_t	$\bar{L}$	$\bar{W}$
Возд. ПД				
40	Radioplane MQM-33	9,580	0,452	631,42
Ускор. ПД				
41	ASN-206	1,666	0,005	61,507
42	RQ-5 Hunter	0,167	0,039	45,664
43	MQM-61A Shelduck	8,210	0,531	688,7
44	Meyromit Searcher	0,571	0,080	77,955
45	Taifun	6,753	0,019	5,544
46	Epervier Thomson	36,879	0,058	250,3
47	ASN-104	4,206	0,054	737,8
48	MQM-57 Falconer	17,924	0,036	42,081
Ускор. ТРД				
49	CL-289	79,666	0,114	104,4
50	Kalkara	52,424	0,604	10795
51	DoDt-35	19,030	0,122	244,14
52	TianJian-1	138,813	0,061	4,630
53	MQM-107 Streaker	46,986	0,192	5977
54	BQM-34 Firebee	23,833	0,517	2639
55	BQM-145A Peregrine	60,653	0,450	54075
56	MQM-74A Hatzetim	97,440	0,294	2056,5
57	Mirach 100 Meteor	113,713	0,356	1136
58	BQM-74Chukar	150,767	0,444	28252
59	CL-89	229,639	0,272	12,289
СПВРД				
60	3М-80 «Москит»	263,9	0,041	2,087
61	X-31П	4378,4	0,035	12,820
62	3М55Э Яхонт	577,9	0,572	52,734
63	3М8(2К11) Круг	443,8	0,014	0,211
64	3М9 Куб	690,3	0,005	0,080
65	КС-172(2 ступени)	1121,7	0,061	157,9
РДТТ				
66	P-27Т	30288	0,306	5,422
67	P-27ЭТ	16836	0,687	5,619
68	PBB-AE / P-77	23095	0,223	21,433
69	P-60	28405	0,103	0,108
70	P-37	49085	0,266	364,4
71	P-73	86290	0,147	2,624
72	Игла	23095	0,082	0,039
73	Стрела-2М	19029	0,102	0,115
74	5В27	10217	1,245	133,6
75	GQM-163Coyote	1646,4	0,092	7,579
76	Teal KDT-1	339,6	0,025	72,3

¹⁾ Принятые сокращения по системам старта: Катап. – катапультный старт, Возд. – воздушный старт (с носителя), Ускор. – старт при помощи разгонных блоков – ускорителей.

²⁾ Тип двигательной установки: ПуВРД – пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, ПД – поршневого двигателя, ТРД – турбореактивный двигатель, СПВРД – сверхзвуковой прямоточный ВРД, РДТТ – твердотопливный ракетный двигатель.

Заключение

Предложенные критериальные пространства (рис. 4) позволяют получить отчетливую сепарацию групп ТС с БЛА по транспортным свойствам в зависимости от типа ДУ и способа ввода в полёт (рис. 1, табл. 1), а также разделение на транспортные и скоростные категории (рис. 2 – 3). Таким образом, предложенный метод обеспечивает необходимый для принятия решений об облике ТС с БЛА набор априорных оценок, что позволяет исключить субъективизм и придать ранним стадиям проектирования детерминированный характер.

Литература

1. Карташев А.С. *Формирование аэродинамического облика малоразмерного скоростного беспилотного летательного аппарата*: дис. канд. техн. наук: 05.07.01; защищена 05.12.2008; утв. 14.04.09 / Карташев Андрей Сергеевич. – Х., 2008. – 182 с.

2. Амброжевич А.В. *Формирование облика легких беспилотных летательных аппаратов методом подобия* / А.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // *Авиация и космонавтика*. – 2004. – № 5 (13). – С. 54-58.

3. Авилов И.С. *Критериальные оценки энергетического совершенства пусковых устройств легких беспилотных летательных аппаратов* / И.С. Авилов, А.В. Амброжевич, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 2 (38). – С. 15-19.

4. Карташев А.С. *Критериальный метод выбора тактико-технических характеристик и формирование облика малоразмерного летательного аппарата* / А.С. Карташев // *Автомобильный транспорт*. – 2007. – Вып. 21. – С. 82-86.

5. Середа В.А. *Метод формирования облика наземных пусковых устройств беспилотных летательных аппаратов*: дис. канд. техн. наук: 05.07.06; защищена 23.10.2009; утв. 10.02.2010 / Середа Владислав Александрович. – Х., 2009. – 176 с.

Поступила в редакцию 1.02.2011

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. каф. проектирования авиационных двигателей А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВИЗНАЧЕННЯ ОБЛАСТЕЙ ДОЦІЛЬНОГО ЗАСТОСУВАННЯ АЕРОБАЛІСТИЧНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ З РІЗНИМИ ТИПАМИ ДВИГУННИХ УСТАНОВОК

О.В. Амброжевич, А.С. Карташев, В.Ю. Сілевич, О.О. Вороньков

На основі масиву тактико-технічних характеристик проведено аналіз функціональних властивостей представленої вибірки малорозмірних безпілотних літальних апаратів (БЛА) з використанням критеріїв масової досконалості, масштабної швидкості і дальності. Проведена диференціація груп БЛА за типом рушійної установки та системам старту. Отримано явно виражену сепарацію на транспортні та швидкісні літальні апарати, а також поділ БЛА по типу рушійної установки, що забезпечує можливість детермінованого прийняття рішень на стадії формування вигляду об'єкта проектування.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, критериальна оцінка, тактико-технічні характеристики, формування вигляду, критериальний простір.

THE FIELD DEFINITION OF EXPEDIENT USAGE OF AEROBALLISTIC AIRCRAFT WITH VARIOUS PROPULSION SYSTEM TYPES

A.V. Ambrożewicz, A.S. Kartashev, V.Y. Silevich, A.A. Voronkov

The functional property analysis of the low-sized unmanned flying vehicles (UAV) submitted sample on the basis of a tactics-technique characteristics list with usage mass perfection, scale speed and range ability criteria is realize. The differentiation UAV into groups is made by the propulsion system and system of start types. The obviously expressed separation on transport and high-speed flying devices is received, and also division of UAV's by the propulsion system, that provides an opportunity of the determined acceptance of the decisions at object of designing formation shape stage.

Key words: unmanned air vehicle, criterion estimation, tactics-technique characteristics, shape formation, criterion space.

Амброжевич Александр Владимирович – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры ракетных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Карташев Андрей Сергеевич – канд. техн. наук, ст. научн. сотр. кафедры ракетных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Силевич Владимир Юрьевич – аспирант кафедры ракетных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: bob4ik84@mail.ru.

Вороньков Алексей Александрович – аспирант кафедры ракетных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 539.3

А.Г. НИКОЛАЕВ, Ю.А. ЩЕРБАКОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

БАЗИСНОСТЬ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ РЕШЕНИЙ СИСТЕМЫ УРАВНЕНИЙ РАВНОВЕСИЯ ДЛЯ ТРАНСВЕРСАЛЬНО-ИЗОТРОПНОГО ВЫТЯНУТОГО СФЕРОИДА

Применяемые в аэрокосмической технике материалы, как правило, содержат включения, полости, трещины, обусловленные конструктивными, структурными особенностями или несовершенством структуры материала, а также имеют усложненную структуру (в частности, трансверсально-изотропную). Возникает необходимость построения математических моделей новых материалов, проведения расчетов на прочность элементов конструкций летательных аппаратов. Впервые в общей осесимметричной постановке рассматривается и решается проблема обоснования метода Фурье в пространственных краевых задачах теории упругости для трансверсально-изотропного вытянутого сфероида и трансверсально-изотропного пространства со сфероидальной полостью. Вводится понятие базисности частных решений системы уравнений равновесия трансверсально-изотропных канонических тел. Для указанных выше краевых задач доказаны теоремы о базисности построенных ранее частных решений.

Ключевые слова: метод Фурье, уравнения равновесия трансверсально-изотропной среды, базисность, частные решения для сфероида, краевая задача, теория упругости, канонические тела.

Введение

Применяемые в аэрокосмической технике материалы, как правило, содержат включения, полости, трещины, обусловленные конструктивными, структурными особенностями или несовершенством структуры материала, а также имеют усложненную структуру (в частности, трансверсально-изотропную). Возникает необходимость построения математических моделей новых материалов, проведения расчетов на прочность элементов конструкций летательных аппаратов. Метод Фурье является, по сути, единственным методом получения аналитических точных решений основных пространственных краевых задач теории упругости в канонических односвязных областях.

Одним из важных вопросов при анализе получаемых в процессе численного решения результатов является их достоверность, проверить которую можно сравнивая результаты тестовых задач с имеющимися точными аналитическими решениями. Применительно к задачам для трансверсально-изотропных тел метод развивался и использовался в работах [1 – 8].

Впервые вопросы обоснования этого метода в общей постановке для канонических односвязных изотропных тел были решены в работах [9 – 11]. Подчеркнем, что в отечественной и зарубежной научной литературе практически отсутствуют работы,

посвященные обоснованию метода Фурье для канонических односвязных трансверсально-изотропных тел. Последнее обстоятельство связано с принципиальными сложностями оценки определителей разрешающих систем основных краевых задач теории упругости для канонических областей, ввиду их сложной аналитической зависимости от механических характеристик через специальные функции математической физики. Некоторые частные аспекты обоснования для сфероидальных тел приведены в работах [12 – 15].

В настоящей статье впервые в общей осесимметричной постановке рассматривается и решается проблема обоснования метода Фурье для трансверсально-изотропного вытянутого сфероида и трансверсально-изотропного пространства со сфероидальной полостью. Полученные результаты важны не только для подтверждения достоверности решений многих краевых задач для односвязных тел, но и могут найти полезные приложения при обосновании и оценке точности решений краевых задач в пространственных многосвязных телах.

Постановка задачи

Рассмотрим пространственные области $\Omega_5^\pm$, которые в некоторой декартовой прямоугольной системе координат (x, y, z) задаются неравенствами

$$\Omega_5^\pm = \left\{ (x, y, z) : \frac{x^2 + y^2}{b^2} + \frac{z^2}{a^2} \leq 1 \right\}. \text{ Будем считать,}$$

что области $\Omega_5^\pm$ заполнены трансверсально-изотропным материалом с упругими постоянными c_{ij} , ось анизотропии которого совпадает с осью OZ декартовой системы координат.

Рассмотрим осесимметричные первые краевые задачи для системы уравнений равновесия трансверсально-изотропного упругого тела в областях $\Omega_5^\pm$:

$$\left[c_{11} \left(\Delta_2 - \frac{1}{\rho^2} \right) + c_{44} \frac{\partial^2}{\partial z^2} \right] u_\rho + (c_{13} + c_{44}) \frac{\partial^2 u_z}{\partial \rho \partial z} = 0; \quad (1)$$

$$\left(c_{44} \Delta_2 + c_{33} \frac{\partial^2}{\partial z^2} \right) u_z + (c_{13} + c_{44}) \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial \rho} \left(\rho \frac{\partial u_\rho}{\partial z} \right) = 0 \quad (2)$$

в случае, когда на границе $\partial\Omega_5^\pm$ этих областей заданы общие осесимметричные условия вида

$$U|_{\partial\Omega_5^\pm} = \sum_{n=0}^{\infty} \left[B_n^{(1)} P_n^{(1)}(\cos \eta) \mathbf{e}_\rho + B_n P_n(\cos \eta) \mathbf{e}_z \right], \quad (3)$$

где $\Delta_2 = \frac{\partial^2}{\partial \rho^2} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial \rho}$, $P_n^m(x)$ – функции Лежандра

1-го рода, $B_n^{(1)}, B_n$ – заданные коэффициенты, $\mathbf{e}_\rho, \mathbf{e}_z$ – орты цилиндрической системы координат (ρ, z, φ) , непосредственно связанной с введенной выше декартовой системой координат, параметр η будет описан ниже. Будем считать, что ряд (3) сходится абсолютно и равномерно по η .

Для построения частных решений системы уравнений (1), (2) в областях $\Omega_5^\pm$ рассмотрим две вытянутые сфероидальные системы координат $(\xi_j, \eta_j, \varphi_j)$ ($j=1,2$), координаты которых связаны с декартовыми координатами формулами

$$\begin{cases} x = c_j \operatorname{sh} \xi_j \sin \eta_j \cos \varphi_j, \\ y = c_j \operatorname{sh} \xi_j \sin \eta_j \sin \varphi_j, \\ z = \sqrt{v_j} c_j \operatorname{ch} \xi_j \cos \eta_j, \end{cases} \quad (4)$$

где c_j – параметры сфероидальных систем координат, v_j – разные положительные корни уравнения

$$c_{11} c_{44} v^2 - (c_{33} c_{11} - 2c_{13} c_{44} - c_{13}^2) v + c_{33} c_{44} = 0. \quad (5)$$

Считаем, что $a > \sqrt{v_j} b$ при $j=1,2$. Потребуем, чтобы в сфероидальных координатах граница $\partial\Omega_5^\pm$ описывалась уравнением $\xi_j = \xi_{j0}$. Для этого потре-

буется выполнение следующих соотношений:

$$\begin{cases} c_j \operatorname{sh} \xi_{j0} = b, \\ \sqrt{v_j} c_j \operatorname{ch} \xi_{j0} = a. \end{cases}$$

В этом случае из соотношений (4) следует, что на границе $\partial\Omega_5^\pm$ выполняются равенства $\eta_1 = \eta_2 \equiv \eta$, $\varphi_1 = \varphi_2 \equiv \varphi$. В работе [15] были построены частные решения системы уравнений равновесия в областях $\Omega_5^\pm$ при общих граничных условиях. В частном случае осесимметричных решений из них получаем

$$\begin{aligned} U_{j,n}^{\pm(5)}(\xi_j, \eta_j) &= \\ &= \frac{c_j}{2n+1} \nabla_j \left[u_{n-1}^{\pm(5)}(\xi_j, \eta_j) - u_{n+1}^{\pm(5)}(\xi_j, \eta_j) \right], \end{aligned} \quad (6)$$

где

$$\nabla_j = \frac{\partial}{\partial x} \mathbf{e}_x + \frac{\partial}{\partial y} \mathbf{e}_y + k_j \frac{\partial}{\partial z} \mathbf{e}_z;$$

$$u_n^{+(5)}(\xi_j, \eta_j) = Q_n(\operatorname{ch} \xi_j) P_n(\cos \eta_j),$$

$$u_n^{-(5)}(\xi_j, \eta_j) = P_n(\operatorname{ch} \xi_j) P_n(\cos \eta_j),$$

$Q_n^m(x)$ – функции Лежандра 2-го рода;

$$k_j = \frac{c_{11} v_j - c_{44}}{c_{13} + c_{44}}.$$

В координатной форме базисные перемещения $U_{j,n}^{\pm(5)}(\xi_j, \eta_j)$ имеют вид

$$\begin{aligned} U_{j,n}^{\pm(5)}(\xi_j, \eta_j) &= \\ &= -u_{n,1}^{\pm(5)}(\xi_j, \eta_j) \mathbf{e}_\rho - \frac{k_j}{\sqrt{v_j}} u_n^{\pm(5)}(\xi_j, \eta_j) \mathbf{e}_z, \end{aligned} \quad (7)$$

где $u_{n,1}^{+(5)}(\xi_j, \eta_j) = Q_n^{(1)}(\operatorname{ch} \xi_j) P_n^{(1)}(\cos \eta_j)$, $u_{n,1}^{-(5)}(\xi_j, \eta_j) = P_n^{(1)}(\operatorname{ch} \xi_j) P_n^{(1)}(\cos \eta_j)$.

Далее будут использоваться обозначения:

$$\operatorname{ch} \xi_{j0} = q_j, \operatorname{sh} \xi_{j0} = \bar{q}_j.$$

В работе [9] было введено понятие базисности системы решений уравнений Ламе в пространственных канонических областях. По аналогии с этим понятием введем следующее определение.

Определение 1. Системы вектор-функций $\left\{ U_{j,n}^{\pm(5)}(\xi_j, \eta_j) \right\}_{n=0, j=1}^{\infty, 2}$ будем называть базисными осесимметричными системами решений уравнений равновесия (1), (2) в областях $\Omega_5^\pm$, если:

1) вектор-функций $U_{j,n}^{\pm(5)}(\xi_j, \eta_j)$ при $n=0, 1, \dots, j=1, 2$ являются регулярными линейно

независимыми решениями системы уравнений (1), (2) в областях $\Omega_5^\pm$;

2) существует набор постоянных $\{A_{jn}\}_{n=0,j=1}^{\infty,2}$

такой, что функция $U = \sum_{j=1}^2 \sum_{n=0}^{\infty} A_{jn} U_{j,n,0}^{(5)}(\xi_j, \eta_j)$

удовлетворяет условиям:

$$a) U \in C^2(\Omega_5^\pm) \cap C(\overline{\Omega_5^\pm}),$$

$$U|_{\xi_j=\xi_{j0}} =$$

$$b) = \sum_{n=0}^{\infty} \left[B_n^{(1)} P_n^{(1)}(\cos \eta) \mathbf{e}_\rho + B_n P_n(\cos \eta) \mathbf{e}_z \right].$$

В следующем разделе будет доказана базисность в осесимметричной постановке системы вектор-функций $\{U_{j,n}^{(5)}(\xi_j, \eta_j)\}_{n=0,j=1}^{\infty,2}$ в областях $\Omega_5^\pm$.

Основные результаты

Авторами доказаны следующие теоремы.

Теорема 1. При условии $v_1 \neq v_2$ вектор-функции $\{U_{j,n}^{(5)}(\xi_j, \eta_j)\}_{n=0,j=1}^{\infty,2}$ являются базисными осесимметричными решениями системы уравнений равновесия (1), (2) в областях $\Omega_5^\pm$.

Доказательство. Для обоснования базисности прежде всего докажем, что определитель

$$\Delta_n^{+(1)5} = \begin{vmatrix} Q_n^{(1)}(q_1) & \frac{k_1}{\sqrt{v_1}} Q_n(q_1) \\ Q_n^{(1)}(q_2) & \frac{k_2}{\sqrt{v_2}} Q_n(q_2) \end{vmatrix} \quad (8)$$

отличен от нуля. Запишем его в следующем виде

$$\Delta_n^{+(1)5} = Q_n^{(1)}(q_1) Q_n^{(1)}(q_2) \left[\frac{k_2}{\sqrt{v_2}} \frac{Q_n(q_2)}{Q_n^{(1)}(q_2)} - \frac{k_1}{\sqrt{v_1}} \frac{Q_n(q_1)}{Q_n^{(1)}(q_1)} \right].$$

Так как $k_j = \frac{c_{11}v_j - c_{44}}{c_{13} + c_{44}}$, то определитель

$\Delta_n^{+(1)5}$ можно представить в виде

$$\Delta_n^{+(1)} = Q_n^{(1)}(q_1) Q_n^{(1)}(q_2) \left[\frac{c_{11}v_2 - c_{44}}{\sqrt{v_2}(c_{13} + c_{44})} \frac{Q_n(q_2)}{Q_n^{(1)}(q_2)} - \frac{c_{11}v_1 - c_{44}}{\sqrt{v_1}(c_{13} + c_{44})} \frac{Q_n(q_1)}{Q_n^{(1)}(q_1)} \right] = Q_n^{(1)}(q_1) Q_n^{(1)}(q_2) \times$$

$$\times \left[\frac{c_{11}}{(c_{13} + c_{44})} \left(\sqrt{v_2} \frac{Q_n(q_2)}{Q_n^{(1)}(q_2)} - \sqrt{v_1} \frac{Q_n(q_1)}{Q_n^{(1)}(q_1)} \right) - \right.$$

$$\left. - \frac{c_{44}}{(c_{13} + c_{44})} \left(\frac{1}{\sqrt{v_2}} \frac{Q_n(q_2)}{Q_n^{(1)}(q_2)} - \frac{1}{\sqrt{v_1}} \frac{Q_n(q_1)}{Q_n^{(1)}(q_1)} \right) \right]. \quad (9)$$

Полуоси граничного сфероиды связаны со сфероидальными координатами формулами $c_j \text{sh} \xi_{j0} = b$, $\sqrt{v_j} c_j \text{ch} \xi_{j0} = a$, откуда

$$q_j = \frac{a}{\sqrt{a^2 - v_j b^2}} \quad (a > \sqrt{v_j} b).$$

Рассмотрим функцию $\tau(v) = -\sqrt{v} \frac{Q_n(q)}{Q_n^{(1)}(q)}$, где

q выражается через v по предыдущей формуле. Покажем, что эта функция монотонно возрастает на полуоси $\mathbf{R}_+$. Производная этой функции равна

$$\frac{d\tau}{dv} = -\frac{1}{2\sqrt{v}} \left[Q_n^{(1)}(q) \right]^{-2} \left\{ Q_n(q) Q_n^{(1)}(q) + \right.$$

$$\left. + \bar{q} q \left[Q_n^{(1)}(q) \right]^2 - \bar{q}^2 q Q_n(q) \frac{d}{dq} Q_n^{(1)}(q) \right\} =$$

$$-\frac{1}{2\sqrt{v}} \left[Q_n^{(1)}(q) \right]^{-2} \left\{ Q_n(q) Q_n^{(1)}(q) + \bar{q} q \left[Q_n^{(1)}(q) \right]^2 - \right.$$

$$\left. - \bar{q} q n(n+1) \left[Q_n(q) \right]^2 + q^2 Q_n(q) Q_n^{(1)}(q) \right\}.$$

Покажем, что выражение

$$\bar{q} q \left[Q_n^{(1)}(q) \right]^2 - \bar{q} q n(n+1) \left[Q_n(q) \right]^2 + q^2 Q_n(q) Q_n^{(1)}(q) \quad (10)$$

отрицательно.

Его можно преобразовать к виду

$$(n+1)q Q_{n+1}(q) Q_n^{(1)}(q) - nq Q_n(q) Q_{n+1}^{(1)}(q).$$

Последнее выражение запишем, используя интегральное представление функции Лежандра второго рода

$$Q_n^{(m)}(z) = (-1)^m \frac{n!}{(n-m)!} \int_0^\infty \frac{\text{ch } mt \, dt}{\left(z + \sqrt{z^2 - 1} \text{cht} \right)^{n+1}}.$$

После некоторых преобразований, получаем

$$(n+1)q Q_{n+1}(q) Q_n^{(1)}(q) - nq Q_n(q) Q_{n+1}^{(1)}(q) =$$

$$= -n(n+1)q \bar{q} \int_0^\infty \int_0^\infty \frac{(\text{ch } u - \text{ch } v)^2 \, du \, dv}{(q + \bar{q} \text{ch } u)^{n+2} (q + \bar{q} \text{ch } v)^{n+2}},$$

откуда вытекает отрицательность выражения (10), а, следовательно, положительность производной $\frac{d\tau}{dv}$.

Таким образом, показано, что функция $\tau(v)$ монотонно возрастает на полуоси $\mathbf{R}_+$.

Теперь докажем, что функция $\sigma(v) = -\frac{1}{\sqrt{v}} \frac{Q_n(q)}{Q_n^{(1)}(q)}$ монотонно убывает на полуоси

$\mathbf{R}_+$. Для этого вычислим ее производную

$$\begin{aligned} \frac{d\sigma}{dv} &= \frac{1}{2v^{3/2}} \left[Q_n^{(1)}(q) \right]^{-2} \left\{ Q_n(q) Q_n^{(1)}(q) - \right. \\ &\quad \left. - \bar{q}q \left[Q_n^{(1)}(q) \right]^2 + n(n+1) \bar{q}q \left[Q_n(q) \right]^2 - \right. \\ &\quad \left. - q^2 Q_n(q) Q_n^{(1)}(q) \right\} = \\ &= \frac{1}{2v^{3/2}} \left[Q_n^{(1)}(q) \right]^{-2} \left\{ -(n+1)q^2 Q_n(q) Q_n^{(1)}(q) + \right. \\ &\quad \left. + n\bar{q}^2 Q_n(q) Q_n^{(1)}(q) + (n+1)Q_n(q) Q_n^{(1)}(q) - \right. \\ &\quad \left. - q\bar{q} \left[Q_n^{(1)}(q) \right]^2 + n(n+1)\bar{q}q \left[Q_n(q) \right]^2 \right\}. \end{aligned}$$

Преобразуем выражение

$$\begin{aligned} &-(n+1)q^2 Q_n(q) Q_n^{(1)}(q) - q\bar{q} \left[Q_n^{(1)}(q) \right]^2 + \\ &+ n\bar{q}^2 Q_n(q) Q_n^{(1)}(q) + n(n+1)\bar{q}q \left[Q_n(q) \right]^2 = \\ &= -(n+1)q Q_{n+1}(q) Q_n^{(1)}(q) + \\ &\quad n(n+1)\bar{q} Q_{n+1}(q) Q_n(q) \}. \end{aligned}$$

Возвращаясь к производной, получаем

$$\begin{aligned} \frac{d\sigma}{dv} &= \frac{1}{2v^{3/2}} \left[Q_n^{(1)}(q) \right]^{-2} \left\{ (n+1)Q_n(q) Q_n^{(1)}(q) - \right. \\ &\quad \left. (n+1)q Q_{n+1}(q) Q_n^{(1)}(q) + n(n+1)\bar{q} Q_{n+1}(q) Q_n(q) \right\}. \end{aligned}$$

После преобразований с использованием рекуррентных формул для функций Лежандра, производную можно представить в виде

$$\dots - (n+1)q Q_{n+1}(q) Q_n^{(1)}(q) - (n+1)\bar{q} Q_{n+1}(q) Q_n(q) \}.$$

В работе [11] было доказано, что

$$Q_{n+1}^{(1)}(q) Q_n(q) - Q_{n+1}(q) Q_n^{(1)}(q) < 0,$$

поэтому $\frac{d\sigma}{dv} < 0$ и функция $\sigma(v)$ монотонно убывает на полуоси $\mathbf{R}_+$.

Из свойств монотонности рассмотренных функций следует, что оба слагаемых в формуле (9) одинакового знака. Тогда можно записать

$$\begin{aligned} \left| \Delta_n^{+(1)5} \right| &> \frac{c_{44}}{c_{13} + c_{44}} \left| \frac{1}{\sqrt{v_2}} \frac{Q_n(q_2)}{Q_n^{(1)}(q_2)} - \frac{1}{\sqrt{v_1}} \frac{Q_n(q_1)}{Q_n^{(1)}(q_1)} \right| \times \\ &\quad \times Q_n^{(1)}(q_1) Q_n^{(1)}(q_2). \end{aligned}$$

Модуль в последнем неравенстве оценим с помощью формулы Лагранжа, учитывая, что

$$\left| \frac{d\sigma}{dv} \right| > \frac{1}{2v^{3/2}} \left[Q_n^{(1)}(q) \right]^{-2} (n+1) \bar{q} Q_n(q) Q_{n+1}(q).$$

Можно показать, что правая часть последней оценки подчиняется условию

$$\begin{aligned} &\frac{1}{2v^{3/2}} \left[Q_n^{(1)}(q) \right]^{-2} (n+1) \bar{q} Q_n(q) Q_{n+1}(q) > \\ &> \frac{1}{8v^{3/2}} \left(\frac{\bar{q}}{q} \right)^3 \frac{1}{n+1} = \frac{1}{8} \left(\frac{b}{a} \right)^3 \frac{1}{n+1}. \end{aligned}$$

Таким образом, окончательно получаем

$$\begin{aligned} \left| \Delta_n^{+(1)5} \right| &> \frac{c_{44}}{c_{13} + c_{44}} \frac{1}{8} \left(\frac{b}{a} \right)^3 \frac{1}{n+1} |v_1 - v_2| \cdot \\ &\quad \cdot Q_n^{(1)}(q_1) Q_n^{(1)}(q_2). \end{aligned} \quad (11)$$

Из оценки (11) следует выполнение первого условия определения базисности для вектор-функций $\left\{ \mathbf{U}_{j,n}^{+(5)}(\xi_j, \eta_j) \right\}_{n=0,j=1}^{\infty, 2}$.

Для доказательства второго условия базисности запишем общее решение осесимметричной краевой задачи для системы уравнений равновесия трансверсально-изотропной среды в перемещениях с граничным условием (3) в виде

$$\mathbf{U} = \sum_{j=1}^2 \sum_{n=0}^{\infty} A_{jn} \mathbf{U}_{j,n}^{+(5)}(\xi_j, \eta_j). \quad (12)$$

Удовлетворяя условию (3), относительно неизвестных коэффициентов A_{jn} получаем линейную алгебраическую систему

$$\begin{cases} A_{1n} Q_n^{(1)}(q_1) + A_{2n} Q_n^{(1)}(q_1) = -n(n+1) B_n^{(1)}, \\ \frac{k_1}{\sqrt{v_1}} A_{1n} Q_n^{(1)}(q_1) + \frac{k_2}{\sqrt{v_2}} A_{2n} Q_n^{(1)}(q_2) = -B_n, \end{cases} \quad (13)$$

определитель которой совпадает с $\Delta_n^{+(1)5}$.

Решение системы (13) имеет вид:

$$\begin{aligned} A_{1n} &= \left[\Delta_n^{+(1)5} \right]^{-1} \left[B_n Q_n^{(1)}(q_2) - \right. \\ &\quad \left. - B_n^{(1)} \frac{k_2}{\sqrt{v_2}} n(n+1) Q_n(q_2) \right], \quad n = 1, 2, \dots; \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} A_{2n} &= - \left[\Delta_n^{+(1)5} \right]^{-1} \left[B_n Q_n^{(1)}(q_1) - \right. \\ &\quad \left. - B_n^{(1)} \frac{k_1}{\sqrt{v_1}} n(n+1) Q_n(q_1) \right], \quad n = 1, 2, \dots; \end{aligned} \quad (15)$$

$$A_{j0} = (-1)^j B_0 c_j^{-1} \left[\frac{k_1}{\sqrt{v_1} c_1} Q_0(q_1) - \frac{k_2}{\sqrt{v_2} c_2} Q_0(q_2) \right]^{-1}. \quad (16)$$

Из оценки (11) и асимптотических формул для функций Лежандра при $n \rightarrow \infty$ следует, что ряд (12) сходится абсолютно и равномерно в замыкании $\overline{\Omega_2^+}$.

Кроме этого, заметим, что ряд, полученный из (12) двойным дифференцированием по параметрам схо-

дится абсолютно и равномерно в области $\Omega_5^\pm$. Следовательно, вектор-функция (12) удовлетворяет условию $U \in C^2(\Omega_5^\pm) \cap C(\overline{\Omega_5^\pm})$. Последнее окончательно доказывает теорему.

Теорема 2. При условии $v_1 \neq v_2$ вектор-функции $\{U_{j,n}^{-(5)}(\xi_j, \eta_j), U_{1,0}^{-(5)}(\xi_1, \eta_1)\}_{n=1, j=1}^{\infty, 2}$ являются базисными осесимметричными решениями системы уравнений равновесия в областях Ω_5^- .

Доказательство. Как и в случае внешней задачи докажем, что определитель

$$\Delta_n^{-(1)5} = \begin{vmatrix} P_n^{(1)}(q_1) & \frac{k_1}{\sqrt{v_1}} P_n(q_1) \\ P_n^{(1)}(q_2) & \frac{k_2}{\sqrt{v_2}} P_n(q_2) \end{vmatrix} \quad (17)$$

при $n \geq 1$ отличен от нуля. Повторяя преобразования, подобные приведенным выше в доказательстве теоремы 1, запишем

$$\begin{aligned} \Delta_n^{-(1)5} &= P_n^{(1)}(q_1) P_n^{(1)}(q_2) \times \\ &\times \left[\frac{c_{11}}{c_{13} + c_{44}} \left(\sqrt{v_2} \frac{P_n(q_2)}{P_n^{(1)}(q_2)} - \sqrt{v_1} \frac{P_n(q_1)}{P_n^{(1)}(q_1)} \right) - \right. \\ &\left. - \frac{c_{44}}{c_{13} + c_{44}} \left(\frac{1}{\sqrt{v_2}} \frac{P_n(q_2)}{P_n^{(1)}(q_2)} - \frac{1}{\sqrt{v_1}} \frac{P_n(q_1)}{P_n^{(1)}(q_1)} \right) \right]. \end{aligned}$$

Рассмотрим функцию $\tau(v) = \sqrt{v} \frac{P_n(q)}{P_n^{(1)}(q)}$ и най-

дем ее производную:

$$\begin{aligned} \frac{d\tau(v)}{dv} &= \frac{1}{2\sqrt{v}} \left[P_n^{(1)}(q) \right]^2 \left\{ P_n(q) P_n^{(1)}(q) + \bar{q} q \left[P_n^{(1)}(q) \right]^2 - \right. \\ &\quad \left. - \bar{q} q n(n+1) \left[P_n(q) \right]^2 + q^2 P_n(q) P_n^{(1)}(q) \right\}. \end{aligned}$$

Преобразуем выражение в фигурных скобках, используя рекуррентные формулы для функций Лежандра

$$\begin{aligned} &P_n(q) P_n^{(1)}(q) + q P_n^{(1)}(q) [nq P_n(q) - n P_{n-1}(q)] - \\ &- \bar{q} q n(n+1) \left[P_n(q) \right]^2 + q^2 P_n(q) P_n^{(1)}(q) = \\ &= P_n(q) P_n^{(1)}(q) + (n+1) q^2 P_n(q) P_n^{(1)}(q) - \\ &- nq P_n^{(1)}(q) P_{n-1}(q) - \bar{q} q n(n+1) \left[P_n(q) \right]^2 = \\ &= P_n(q) P_n^{(1)}(q) + (n+1) q P_n(q) \cdot \\ &\cdot [q P_n^{(1)}(q) - n \bar{q} P_n(q)] - nq P_n^{(1)}(q) P_{n-1}(q) = \\ &= P_n(q) P_n^{(1)}(q) + (n+1) q P_n(q) P_{n-1}^{(1)}(q) - \\ &- nq P_n^{(1)}(q) P_{n-1}(q) = (n+1) q P_n(q) P_{n-1}^{(1)}(q) - \\ &- (n-1) P_n(q) P_n^{(1)}(q) - nq P_n^{(1)}(q) P_{n-1}(q) + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &+ n P_n(q) P_n^{(1)}(q) = P_n(q) [(n+1) q P_{n-1}^{(1)}(q) - \\ &- (n-1) P_n^{(1)}(q)] - n P_n^{(1)}(q) [q P_{n-1}(q) - P_n(q)] = \\ &= \bar{q} [P_n^{(1)}(q) P_{n-1}^{(1)}(q) - P_n(q) P_{n-1}^{(2)}(q)]. \end{aligned}$$

В работе [11] было доказано, что последнее выражение в квадратных скобках положительно.

Следовательно, $\frac{d\tau}{dv} > 0$ при $v \in \mathbf{R}_+$, а функция $\tau(v)$ монотонно возрастает на полуоси.

Аналогично, для функции

$$\sigma(v) = \frac{1}{\sqrt{v}} \frac{P_n(q)}{P_n^{(1)}(q)}$$

после ряда преобразований можно получить

$$\begin{aligned} \frac{d\sigma}{dv} &= \frac{1}{2v^{3/2}} \left[P_n^{(1)}(q) \right]^2 \left\{ (n+1) q P_{n+1}(q) P_n^{(1)}(q) - \right. \\ &\quad \left. - (n+1) q P_n(q) P_{n+1}^{(1)}(q) + (n+1) \bar{q} P_n(q) P_{n+1}(q) \right\}. \end{aligned}$$

Рассмотрим отдельно выражение в фигурных скобках. Его можно представить в виде

$$\begin{aligned} &(n+1) q P_{n+1}(q) P_n^{(1)}(q) - (n+1) q P_n(q) P_{n+1}^{(1)}(q) + \\ &+ P_n(q) [q P_{n+1}^{(1)}(q) - P_n^{(1)}(q)] = \\ &= (n+1) q P_{n+1}(q) P_n^{(1)}(q) - nq P_n(q) P_{n+1}^{(1)}(q) - \\ &- P_n(q) P_n^{(1)}(q). \end{aligned}$$

Покажем отрицательность при $n \geq 1$ суммы первых двух слагаемых полученного выражения, для чего выполним с ними следующие преобразования:

$$\begin{aligned} &(n+1) q P_{n+1}(q) P_n^{(1)}(q) - nq P_n(q) P_{n+1}^{(1)}(q) = \\ &= \frac{q}{q} \left\{ (n+1) P_{n+1}(q) [nq P_n(q) - n P_{n-1}(q)] - \right. \\ &- n P_n(q) [(n+1) q P_{n+1}(q) - (n+1) P_n(q)] \} = \\ &= \frac{q}{q} (n+1) n \left\{ \left[P_n(q) \right]^2 - P_{n+1}(q) P_{n-1}(q) \right\}. \end{aligned}$$

Выражение в фигурных скобках можно представить следующим интегралом

$$\begin{aligned} &\left[P_n(q) \right]^2 - P_{n+1}(q) P_{n-1}(q) = \\ &= -\frac{(\bar{q})^2}{2\pi^2} \int_0^\pi \int_0^\pi (q + \bar{q} \cos u)^{n-1} (q + \bar{q} \cos v)^{n-1} \times \\ &\quad \times (\cos u - \cos v)^2 du dv, \end{aligned}$$

который показывает, что оно отрицательно.

Таким образом, функция $\sigma(v)$ монотонно убывает на полуоси $\mathbf{R}_+$.

Тогда, используя свойство монотонности функций $\sigma(v)$ и $\tau(v)$, получаем оценку

$$\begin{aligned}
& \left| \Delta_n^{-(1)5} \right| > \\
& > \frac{c_{44}}{c_{13} + c_{44}} \left| \frac{1}{\sqrt{v_2}} \frac{P_n(q_2)}{P_n^{(1)}(q_2)} - \frac{1}{\sqrt{v_1}} \frac{P_n(q_1)}{P_n^{(1)}(q_1)} \right| \times \\
& \quad \times P_n^{(1)}(q_1) P_n^{(1)}(q_2) > \\
& > \frac{c_{44}}{c_{13} + c_{44}} \frac{1}{2\nu n} \frac{b}{a} P_n^{(1)}(q_1) P_n^{(1)}(q_2) |v_1 - v_2|, \quad (18)
\end{aligned}$$

где $\nu = \max\{v_1, v_2\}$.

При помощи оценки (18) также как и в доказательстве теоремы 1 можно обосновать выполнение второго условия в определении базисности, что окончательно доказывает теорему.

Выводы

1. Впервые в общей осесимметричной постановке рассматривается и решается проблема обоснования метода Фурье в пространственных краевых задачах теории упругости для трансверсально-изотропного вытянутого сфероида и трансверсально-изотропного пространства со сфероидальной полостью.

2. По аналогии с результатом работы [9] вводится понятие базисности частных решений системы уравнений равновесия трансверсально-изотропных канонических тел в рассматриваемых областях.

3. Для построенных ранее частных решений основных осесимметричных краевых задач для трансверсально-изотропного вытянутого сфероида и трансверсально-изотропного пространства со сфероидальной полостью доказаны теоремы о их базисности.

4. Полученные результаты являются обоснованием обобщенного метода Фурье, что подтверждает возможность использования заявленных задач как тестовых при анализе напряженно-деформированное состояние изделий и конструкций из трансверсально-изотропных пористых материалов, используемых в аэрокосмической технике.

Литература

1. Zureick A.H. The asymmetric displacement of a rigid spheroidal inclusion embedded in transversely isotropic medium / A.H. Zureick // *Acta. mech.* – 1989. – V. 77, N 1-2. – P. 101-110.
2. Zhong Z. Analysis of a transversely isotropic rod containing a single cylindrical inclusion with axisymmetric eigenstrains / Z. Zhong // *Int. Journal of Solids and Structures.* – 2002. – V. 39, Issue 23. – P. 5753-5765.
3. Thermal stress-focusing in a transversely isotropic sphere and an isotropic sphere / X. Wang ,

C. Wang , G. Lu , B. M. Zhou // *Journal Of Thermal Stresses.* – 2002. – V. 25, №1. – P. 31-44.

4. Toshiaki H. Thermal stress-focusing effect in a transversely isotropic spherical inclusion embedded in an isotropic infinite elastic medium / H. Toshiaki // *Journal Of Thermal Stresses.* – 2002. – V. 25, № 7. – P. 691-702.

5. Подильчук Ю.Н. Пространственные задачи теории упругости и пластичности. Т. 1. Граничные задачи статики упругих тел / Ю.Н. Подильчук. – К.: Наукова думка, 1984. – 304 с.

6. Подильчук Ю.Н. Термоупругая деформация трансверсально-изотропного вытянутого сфероида / Ю.Н. Подильчук // *Прикладная механика.* – 1987. – Т. 23, № 12. – С. 25-34.

7. Подильчук Ю.Н. Точные аналитические решения пространственных граничных задач статики трансверсально-изотропного тела канонической формы (обзор) / Ю.Н. Подильчук // *Прикладная механика.* – 1997. – Т. 33, № 10. – С. 3-30.

8. Подильчук Ю.Н. Точные аналитические решения трехмерных статических задач термоупругости трансверсально изотропного тела в криволинейной системе координат / Ю.Н. Подильчук // *Прикладная механика.* – 2001, – Т. 37, № 6. – С. 72-78.

9. Николаев А.Г. Обоснование метода Фурье в основных краевых задачах теории упругости для некоторых пространственных канонических областей / А.Г. Николаев // *Доповіди НАН України.* – 1998. – № 2. – С. 78-83.

10. Николаев А.Г. Обоснование метода Фурье в пространственных задачах теории упругости для канонических односвязных областей / А.Г. Николаев // *Современные проблемы концентрации напряжений: тр. междунар. науч. конф., Донецк, 9-13 сент. 1998 г.* – С. 199-203.

11. Николаев А.Г. Круговой штамп на трансверсально изотропном полупространстве со сфероидальной полостью при наличии сцепления / А.Г. Николаев // *Прикладная механика.* – 1994. – Т. 30, № 8. – С. 48-53.

12. Трансверсально изотропное полупространство с полостью под действием частично сцепленного штампа / А.Г. Николаев; ХАИ. – Х., 1993 – 17 с. – деп. в ГНТБ Украины 21.06.93, №1177 – Ук 93.

13. Николаев А.Г. Круговая трещина в трансверсально изотропном сфероиде под действием нормальной нагрузки / А.Г. Николаев, Ю.А. Щербакова // *Теоретическая и прикладная механика.* – 2003. – Вып. 38. – С. 9-14.

14. Николаев О.Г. Аналіз напружено деформованого стану трансферсально ізотропного сфероїда зі сфероїдальною порожниною / О.Г. Ніколаєв, Ю.А. Щербакова // *Вісник Львівського університету. Сер. прикладна математика та інформатика.* – 2007. – Вип. 12. – С. 176-181.

15. Теоремы сложения перемещений трансверсально изотропных канонических тел / А.Г. Николаев; Харьковский авиационный институт. – Х.,

1996. – 52 с. – Деп. в ГНТБ Украины 10.07.96, № 1568 – Ук 96.

16. Николаев А.Г. Обобщенный метод Фурье в пространственных задачах теории упругости для

канонических многосвязных тел: дис. ... докт. физ.-мат. наук: 01.02.04; защищена 13.07.97; утв. 20.09.97 / Николаев Алексей Георгиевич. – Х.: 1997. – 331 с.

Поступила в редакцию 27.12.10

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. каф. высшей математики В.С. Проценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

БАЗИСНІСТЬ ОСЕСИМЕТРИЧНИХ РОЗВ'ЯЗКІВ СИСТЕМИ РІВНЯНЬ РІВНОВАГИ ДЛЯ ТРАНСВЕРСАЛЬНО-ІЗОТРОПНОГО ВИТЯГНУТОГО СФЕРОЇДА

О.Г. Ніколаєв, Ю.А. Щербакова

Вживані в аерокосмічній техніці матеріали, як правило, містять включення, порожнини, тріщини, обумовлені конструктивними, структурними особливостями або недосконалістю структури матеріалу, а також мають ускладнену структуру (зокрема, трансверсально-ізотропну). Виникає необхідність побудови математичних моделей нових матеріалів, проведення розрахунків на міцність елементів конструкцій літальних апаратів. Вперше в загальній осесиметричній постановці розглядається та розв'язується проблема обґрунтування методу Фур'є в просторових крайових задачах теорії пружності для трансверсально-ізотропного витягнутого сфероїда і трансверсально-ізотропного простору зі сфероїдальною порожниною. Введено поняття базисності частинних розв'язків системи рівнянь рівноваги трансверсально-ізотропних канонічних тіл. Для вказаних вище крайових задач доведені теореми про базисність побудованих раніше частинних розв'язків.

Ключові слова: метод Фур'є, рівняння рівноваги трансверсально-ізотропного середовища, базисність, частинні розв'язки для сфероїда, крайова задача, теорія пружності, канонічні тіла.

THE BASIS PROPERTY OF AXIALLY SYMMETRIC SOLUTIONS OF EQUILIBRIUM EQUATIONS FOR TRANSVERSALY ISOTROPIC PROLATE SPHEROID

A.G. Nikolayev, Y.A. Sherbakova

The materials applied in an aerospace technique, as a rule, contain including, cavities, cracks, conditioned structural, structural features or imperfection of structure of material, and also have the complicated structure (in particular, transversely-isotropic). There is a necessity of construction of mathematical models of new materials, leadthroughs of calculations on durability of elements of constructions of aircrafts. The problem of justification Fourier's method in axially symmetric statement in the three-dimensional boundary problems of elasticity theory for transversely isotropic prolate spheroid and transversely isotropic space with spheroidal cavity is considered and solved for the first time.

Keywords: Fourier's method, equilibrium equations of a transversely isotropic medium basis property, partial solutions for the spheroid, boundary problem, elasticity theory, the canonical body.

Николаев Алексей Георгиевич – д-р физ.-мат. наук, проф., декан факультета ракетно-космической техники, зав. каф. высшей математики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: K405@d4.khai.edu.

Щербакова Юнна Анатольевна – ст. преп. каф. высшей математики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 517.958:519.6

С.А. ХАЛИЛОВ, В.Б. МИНТЮК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ПЛОСКИЙ НЕЛИНЕЙНЫЙ ИЗГИБ БАЛКИ. ВЫВОД ЗАМКНУТОЙ СИСТЕМЫ УРАВНЕНИЙ

Рассмотрены сопряженные пары тензоров напряжений и деформаций плоского геометрически нелинейного изгиба балки. Показано, что наиболее простой вид компонент тензоров напряжений и деформаций имеют компоненты симметричного тензора напряжений Био и тензора деформаций Коши. Уравнения равновесия получены с помощью принципа виртуальной работы и непосредственного рассмотрения равновесия элемента. Введением различных упрощающих предположений из полностью нелинейных соотношений получены различные нелинейные постановки задач вплоть до линейной. Во всех случаях для консервативной внешней нагрузки при справедливости закона Гука получены выражения полной потенциальной энергии, которые можно использовать для проведения численного анализа.

Ключевые слова: балка, плоский изгиб, геометрически нелинейная задача, деформация оси, мера деформации.

Введение

Многие силовые элементы аэрокосмической техники могут быть описаны расчетной моделью балки – одномерным силовым элементом. Эта модель с принятием ряда упрощающих гипотез хорошо изучена и изложена в курсах сопротивления материалов и строительной механики, но полученные здесь результаты неприменимы к силовым элементам, которые в результате деформаций претерпевают значительные перемещения. В этом случае необходимо использовать геометрически нелинейную теорию, которая достаточно хорошо развита [1 – 9]. В геометрически нелинейных задачах в отличие от линейной теории стержней получить решение в замкнутом виде удастся в крайне редких случаях [2 – 4], поэтому используются численные методы, причем даже в этих случаях приходится принимать дополнительные упрощающие предположения.

1. Общие геометрически нелинейные уравнения

Единственным упрощающим предположением является гипотеза Бернулли-Эйлера. На величины перемещений никакие ограничения не накладываются.

Отнесем балку к правой прямоугольной декартовой системе координат: ось OX совмещается с линией центров тяжести сечений балки, ось OZ совпадает с одной из главных осей инерции сечения и лежит в плоскости изгиба.

Рассматривая элемент осевой линии балки dx до и после деформации (рис. 1), из очевидных гео-

метрических соображений имеем

$$ds^2 = (dx + du)^2 + dw^2,$$

т.е.

$$\frac{ds}{dx} = \sqrt{1 + 2\varepsilon_0}, \quad (1)$$

где введено обозначение

$$\varepsilon_0 = u' + \frac{1}{2}(u')^2 + \frac{1}{2}(w')^2, \quad \left(f' \equiv \frac{df}{dx}\right); \quad (2)$$

s – дуговая координата;

u, w – функции перемещений точек осевой линии вдоль оси X и Z соответственно,

$$\cos \varphi = \frac{dx + du}{ds} = \frac{1 + u'}{\sqrt{1 + 2\varepsilon_0}},$$

$$\sin \varphi = \frac{dw}{ds} = \frac{w'}{\sqrt{1 + 2\varepsilon_0}}, \quad (3)$$

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{dw}{du} = \frac{w'}{1 + u'}.$$

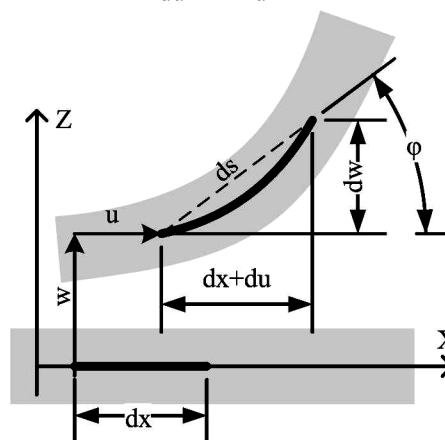


Рис. 1. Перемещения точек осевой линии балки

Производная от угла поворота (например, из третьего соотношения (3)) определяется выражением

$$\varphi' = \frac{((1+u')w'' - u''w')}{1+2\varepsilon_0}, \quad (4)$$

или с учетом первых двух соотношений (3)

$$\varphi' = \frac{(w'' \cos \varphi - u'' \sin \varphi)}{\sqrt{1+2\varepsilon_0}}. \quad (5)$$

Теперь, принимая во внимание гипотезу Бернулли-Эйлера, можно определить координаты произвольной точки $A'(\tilde{x}, \tilde{z})$, которая до деформации имела положение $A(x, z)$, следующим образом (рис. 2):

$$\begin{aligned} \tilde{x} &= x + u - z \sin \varphi; \\ \tilde{z} &= z + u \cos \varphi. \end{aligned} \quad (6)$$

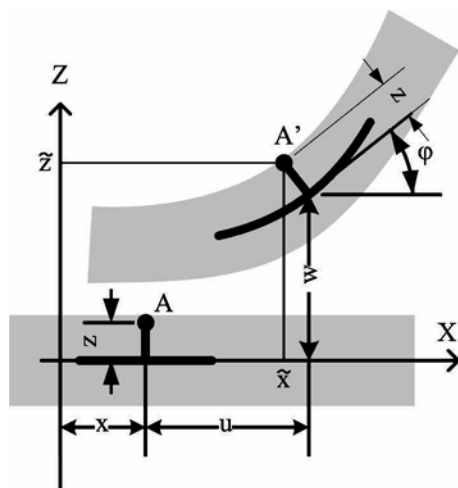


Рис. 2. Координаты произвольной точки до и после деформации

В двумерном евклидовом пространстве введем тензор “градиента движения”¹ [5, 6] с элементами

$$\mathbf{F} = \frac{\partial \tilde{x}}{\partial x} \mathbf{ii} + \frac{\partial \tilde{z}}{\partial x} \mathbf{ik} + \frac{\partial \tilde{x}}{\partial z} \mathbf{ki} + \frac{\partial \tilde{z}}{\partial z} \mathbf{kk},$$

где $\mathbf{i}, \mathbf{k}$ – единичные орты вдоль осей OX и OZ .

Преобразование (6) приводит к следующему виду компонент тензора $\mathbf{F}$:

$$\mathbf{F} = (1+\varepsilon) \cos \varphi \mathbf{ii} + (1+\varepsilon) \sin \varphi \mathbf{ik} - \sin \varphi \mathbf{ki} + \cos \varphi \mathbf{kk}, \quad (7)$$

где введено обозначение

$$\varepsilon = \sqrt{1+2\varepsilon_0} - 1 - z\varphi'. \quad (8)$$

С помощью тензора градиента движения метрический тензор деформированного состояния $\mathbf{G} = \mathbf{F} \cdot \mathbf{F}^T$.

Полярное разложение тензора градиента дви-

жения определяет симметричный тензор удлинений и тензор поворота

$$\begin{aligned} \Lambda &= \sqrt{\mathbf{F}^T \cdot \mathbf{F}}; \\ \mathbf{Q} &= \mathbf{F} \cdot \Lambda^{-1}. \end{aligned} \quad (9)$$

Выражение относительного изменения элементарного объема имеет вид

$$D = \frac{d\tilde{V}}{dV} = \lambda_1 \lambda_2 = 1 + \varepsilon, \quad (10)$$

где $dV, d\tilde{V}$ – объем элемента тела до и после деформации;

λ_1, λ_2 – главные значения тензора Λ .

С учетом принятой гипотезы из всех компонент тензора истинных напряжений Коши Σ в связанной системе координат ненулевой является одна, равная нормальному напряжению σ .

Условие инвариантной записи виртуальной элементарной работы внутренних сил в виде

$$\delta W = \mathbf{T} \cdot \delta \mathbf{E}, \quad (11)$$

где δ – знак вариации, $\mathbf{T} \cdot \delta \mathbf{E}$ – свертка тензора напряжений с тензором вариации деформаций, приводит к сопряженным парам этих тензоров [5, 6] (табл. 1).

Таблица 1
Сопряженные пары тензоров

№ п/п	Тензор напряжений $\mathbf{T}$	Тензор деформаций $\mathbf{E}$
1	$\mathbf{F}^{-1} \cdot D \Sigma \cdot \mathbf{F}^{-1T}$ второй тензор Пиола-Кирхгофа	$\frac{1}{2}(\Lambda^2 - 1)$ (Грина)
2	$\mathbf{F}^T \cdot D \Sigma \cdot \mathbf{F}$	$\frac{1}{2}(1 - \Lambda^{-2})$ (Альманзи)
3	$\mathbf{Q}^T \cdot D \Sigma \cdot \mathbf{Q}$	$\ln \Lambda$ (Генки)
4	$\frac{1}{2}(\mathbf{F}^{-1} \cdot D \Sigma \cdot \mathbf{Q} + \mathbf{Q}^T \cdot D \Sigma \cdot \mathbf{F}^{-1T})$ симметричный тензор Био	$\Lambda - 1$ (Коши)
5	$\frac{1}{2}(\mathbf{F}^T \cdot D \Sigma \cdot \mathbf{Q} + \mathbf{Q}^T \cdot D \Sigma \cdot \mathbf{F})$	$1 - \Lambda^{-1}$ (Кёрбера-Свейнга)

Тензоры, приведенные в табл. 1, имеют в связанной системе координат только одну ненулевую компоненту. Для каждого тензора табл. 1 они приведены соответственно в табл. 2.

Как видно из табл. 2, наиболее удобной парой, оставляющей деформацию плоской, является симметричный тензор напряжений Био [9] и тензор деформации Коши, приведенные в четвертой строке табл. 1.

В любом случае принцип виртуальной работы имеет вид

¹ В [5] употребляется термин “градиент деформации”, иногда “градиент места”.

$$\delta A = \int_V \sigma \delta \varepsilon dV - \int_l (p_x \delta u + p_y \delta w) dx = 0, \quad (12)$$

где δA – вариация работы внутренних и внешних сил; V , l – объем и длина балки до деформации; p_x и p_z – проекции внешних, в данном случае консервативных, сил на соответствующие оси; они могут представлять собой суммы обобщенных функций.

Таблица 2

Компоненты тензоров

№ п/п	Ненулевая компонента тензора	
	напряжений T	деформаций E
1	$\sigma(1+\varepsilon)^{-1}$	$\varepsilon + \varepsilon^2/2$
2	$\sigma(1+\varepsilon)^3$	$\varepsilon(2+\varepsilon)(1+\varepsilon)^{-2}$
3	$\sigma(1+\varepsilon)$	$\ln(1+\varepsilon)$
4	σ	ε
5	$\sigma(1+\varepsilon)^2$	$\varepsilon(1+\varepsilon)^{-1}$

С учетом выражения деформации (8) после интегрирования по площади поперечного сечения F принцип виртуальной работы (12) принимает вид

$$\int_l \frac{N}{\sqrt{1+2\varepsilon_0}} \delta \varepsilon_0 dV - \int_l M \delta \varphi' dV - \int_l (p_x \delta u + p_y \delta w) dx = 0,$$

где введены обозначения: $N = \int_F \sigma dF$ – продольная

сила, $M = \int_F z \sigma dF$ – изгибающий момент.

Проинтегрировав второе слагаемое по частям $\int_l M \delta \varphi' dx = M \delta \varphi|_0^l - \int_l M' \delta \varphi dx$, с учетом выражений для вариаций деформации оси (2)

$$\delta \varepsilon_0 = (1+u') \delta u' + w' \delta w'$$

и угла поворота по одному из соотношений (3)

$$\delta \varphi = \frac{(\delta w' \cos \varphi - \delta u' \sin \varphi)}{\sqrt{1+2\varepsilon_0}}$$

выражение вариации работы внутренних сил принимает вид

$$\int_l \left[N \cos \varphi - \frac{M' \sin \varphi}{\sqrt{1+2\varepsilon_0}} \right] \delta u' dx + \int_l \left[N \sin \varphi + \frac{M' \cos \varphi}{\sqrt{1+2\varepsilon_0}} \right] \delta w' dx - M \delta \varphi|_0^l.$$

Избавляясь от производных под знаком вариации путем интегрирования по частям и считая вариации функций перемещений произвольными и независимыми, окончательно получим уравнения равновесия

$$\begin{cases} \left(N \cos \varphi - \frac{M'}{\sqrt{1+2\varepsilon_0}} \sin \varphi \right)' = -p_x; \\ \left(N \sin \varphi + \frac{M'}{\sqrt{1+2\varepsilon_0}} \cos \varphi \right)' = -p_z, \end{cases} \quad (13)$$

естественные граничные условия при $x = 0$ и $x = l$

$$N \cos \varphi - \frac{M'}{\sqrt{1+2\varepsilon_0}} \sin \varphi = 0;$$

$$N \sin \varphi - \frac{M'}{\sqrt{1+2\varepsilon_0}} \cos \varphi = 0; \quad (14)$$

$$M = 0$$

и соответствующие им главные граничные условия $u = \bar{u}$, $w = \bar{w}$, $\varphi = \bar{\varphi}$.

Здесь $\bar{u}$, $\bar{w}$, $\bar{\varphi}$ – заданные значения соответствующих перемещений и угла поворота на границе.

Те же уравнения равновесия можно получить непосредственно (рис. 3) с учетом того, что

$$\cos(\varphi + d\varphi) = \cos \varphi - d\varphi \sin \varphi,$$

$$\sin(\varphi + d\varphi) = \sin \varphi + d\varphi \cos \varphi.$$

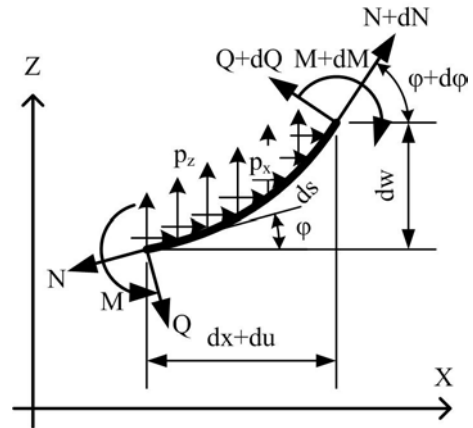


Рис. 3. Равновесие элемента

Уравнения равновесия в проекциях и моментные уравнения получаются такими:

$$\begin{cases} (N \cos \varphi - Q \sin \varphi)' = -p_x; \\ (N \sin \varphi + Q \cos \varphi)' = -p_z; \\ M' = Q \sqrt{1+2\varepsilon_0}. \end{cases} \quad (15)$$

Исключая с помощью третьего уравнения (15) поперечную силу Q , приходим к уравнениям (13).

Все приведенные выкладки сделаны безотносительно к уравнениям состояния, связывающим напряжения и деформации. Далее для замыкания системы уравнений теории упругости принимается закон Гука для изотропного материала

$$\sigma = E \varepsilon, \quad (16)$$

где E – модуль Юнга.

Противоречия, возникающие с принятием данного закона и гипотезы Бернулли-Эйлера, разрешаются путем наделения материала гипотетическими свойствами: коэффициент Пуассона $\mu = 0$ и модуль сдвига $G = \infty$.

С учетом закона Гука (16) и выражения деформации (8) продольную силу и момент можно представить в виде:

$$\begin{aligned} N &= EF(\sqrt{1+2\varepsilon_0} - 1); \\ M &= -EI\varphi', \end{aligned} \quad (17)$$

где I – момент инерции сечения.

Таким образом, задача нелинейного изгиба балки с учетом деформирования оси сводится к интегрированию двух уравнений (13) с граничными условиями (14) с учетом значений внутренних сил (17), тригонометрических функций (3), значений φ' (4) и ε_0 (2). Для привлечения прямых методов необходимо иметь выражение полной потенциальной энергии, которое для четвертой пары сопряженных тензоров из табл. 1 принимает вид

$$U = \frac{1}{2} \int_V \sigma \varepsilon dV - \int_1 [p_z w + p_x u] dx.$$

С учетом закона Гука (16) и выражения для деформации (8) предыдущее равенство можно записать как

$$\begin{aligned} U &= \int_1 EF(1 + \varepsilon_0 - \sqrt{1+2\varepsilon_0}) dx + \frac{1}{2} \int_1 EI(\varphi')^2 dx - \\ &\quad - \int_1 [p_z w + p_x u] dx. \end{aligned} \quad (18)$$

При необходимости значение кривизны осевой линии следует вычислять по следующей формуле:

$$\kappa = \frac{d\varphi}{ds} = \frac{\varphi'}{\sqrt{1+2\varepsilon_0}} = \frac{(1+u')w'' - w'u''}{((1+u')^2 + (w')^2)^{3/2}}. \quad (19)$$

Как видно из приведенной формулы, на величину кривизны оказывает влияние деформации оси.

2. Упрощение 1. Малость деформаций

Наибольшая деформация, которая может возникнуть в упругом материале, составляет σ_y / E , где σ_y – предел упругости. Для подавляющего большинства материалов эта величина не превышает 1%. Поэтому величиной деформации в сравнении с единицей можно пренебречь ($\varepsilon_0 \ll 1$), другими словами – можно пренебречь влиянием удлинения или укорочения оси балки на угол поворота и кривизну, но сама деформация оси $\varepsilon_0 \neq 0$. С учетом сказанного изложенные в п. 1 соотношения можно упростить.

Соотношения (3) и (4) принимают вид

$$\begin{aligned} \cos \varphi &= 1 + u'; \\ \sin \varphi &= w'; \\ \operatorname{tg} \varphi &= \frac{w'}{1 + u'}; \\ \varphi' &= (1 + u')w'' - u''w'. \end{aligned} \quad (20)$$

В выражении деформации (8) величина $\sqrt{1+2\varepsilon_0} - 1$ представляет собой малую разность больших чисел. После разложения этой величины в ряд Тейлора в окрестности нуля с удержанием одного слагаемого получим выражение деформации

$$\varepsilon = \varepsilon_0 - z\varphi'. \quad (21)$$

Упрощенные уравнения равновесия (13) и граничные условия (14) можно также получить из принципа виртуальной работы (12), принимая деформацию в виде (21)

$$\begin{cases} (N \cos \varphi - M' \sin \varphi)' = -p_x; \\ (N \sin \varphi + M' \cos \varphi)' = -p_z, \end{cases} \quad (22)$$

$$[N \cos \varphi - M' \sin \varphi]_{x=0,1} = 0 \quad \text{или} \quad u = \bar{u};$$

$$[N \sin \varphi + M' \cos \varphi]_{x=0,1} = 0 \quad \text{или} \quad w = \bar{w}; \quad (23)$$

$$M|_{x=0,1} = 0 \quad \text{или} \quad \varphi = \bar{\varphi}.$$

Здесь

$$N = EF\varepsilon_0 = EF \left[u' + \frac{1}{2}(u')^2 + \frac{1}{2}(w')^2 \right]; \quad (24)$$

$$M = -EI\varphi' = -EI[(1+u')w'' - w'u''].$$

Упрощенное выражение потенциальной энергии можно получить из (18), но при разложении в ряд Тейлора величины $\sqrt{1+2\varepsilon_0}$ в окрестности единицы необходимо удерживать как минимум квадратичное слагаемое, что приводит к равенству

$$U = \frac{1}{2} \int_1 EF\varepsilon_0^2 + EI(\varphi')^2 dx - \int_1 [p_z w + p_x u] dx. \quad (25)$$

3. Упрощение 2. Эластика Эйлера

Не накладывая никаких ограничений на величины перемещений и угла поворота, но считая в отличие от предыдущего упрощения деформацию оси нулевой ($\varepsilon_0 = 0$) приходим к уравнениям, описывающим эластику Эйлера.

Эти уравнения достаточно хорошо изучены, например, в работах [2–4].

Используя условие

$$\varepsilon_0 = u' + \frac{1}{2}(u')^2 + \frac{1}{2}(w')^2 = 0, \quad (26)$$

можно исключить одну из функций u или w . Если исключить функцию u , то получим

$$u = \int_0^x \sqrt{1 - (w')^2} d\xi - x + C_u;$$

$$\sin \varphi = w'; \quad \cos \varphi = \sqrt{1 - (w')^2}; \quad (27)$$

$$\varphi' = \frac{w''}{\cos \varphi},$$

где C_u – константа, определяющая смещение балки вдоль оси OX как жесткого целого.

Деформация (8) в этом случае принимает вид

$$\varepsilon = -z\varphi'. \quad (28)$$

Принцип виртуальной работы, где вариация перемещения u с помощью первого соотношения (27) запишется как

$$\delta u = \delta \left[\int_0^x \sqrt{1 - (w')^2} d\xi - x + C_u \right] = \int_0^x \operatorname{tg} \varphi \delta w' d\xi,$$

приводит к одному уравнению равновесия

$$\left(\frac{M'}{\cos \varphi} \right)' = -q_z + \left(\int_x^1 q_x d\xi \operatorname{tg} \varphi \right)' \quad (29)$$

и набору граничных условий при $x = 0$ и $x = 1$

$$M = 0 \quad \text{или} \quad \varphi = \bar{\varphi};$$

$$M' - \sin \varphi \int_0^x q_x dx = 0 \quad \text{или} \quad w = \bar{w}. \quad (30)$$

Здесь M определяется по следующей формуле:

$$M = -EI\varphi' = -EI \frac{w''}{\cos \varphi}.$$

Уравнение равновесия (29) можно получить, если в полностью нелинейных уравнениях (13) положить $\varepsilon_0 = 0$, первое уравнение один раз проинтегрировать, умножить на $\operatorname{tg} \varphi$, продифференцировать и сложить со вторым.

Полная потенциальная энергия в случае эластичности Эйлера принимает вид

$$U = \frac{1}{2} \int_1^x EI \frac{(w'')^2}{1 - (w')^2} dx - \int_1^x \left\{ q_z w + q_x \left[\int_0^x \sqrt{1 - (w')^2} d\xi - x + C_u \right] \right\} dx. \quad (31)$$

Если с помощью соотношения (26) исключить функцию w

$$w = \int_0^x \sqrt{-u'(2+u')} d\xi + C_w,$$

то аналогичные рассуждения приводят к соотношениям

$$\sin \varphi = \sqrt{-u'(2+u')}; \quad \cos \varphi = 1 + u';$$

$$\varphi' = -\frac{u''}{\sin \varphi}, \quad (32)$$

краевой задаче

$$\left(\frac{M'}{\sin \varphi} \right)' = q_x - \left(\int_x^1 q_z d\xi \operatorname{ctg} \varphi \right)';$$

$$M|_{x=0,1} = 0 \quad \Leftrightarrow \quad \varphi = \bar{\varphi};$$

$$\left[M' - \cos \varphi \int_0^x q_x dx \right]_{x=0,1} = 0 \quad \Leftrightarrow \quad u = \bar{u};$$

$$M = -EI\varphi' = EI \frac{u''}{\sin \varphi} \quad (33)$$

и выражению полной потенциальной энергии

$$U = -\frac{1}{2} \int_1^x EI \frac{(u'')^2}{u'(2+u')} dx - \int_1^x \left\{ q_x u + q_z \left[\int_0^x \sqrt{-u'(2+u')} d\xi + C_w \right] \right\} dx. \quad (34)$$

4. Упрощение 3. Гибкая нить

Некоторые расчетные схемы (нити, цепи, канаты и др.) допускают пренебрежение изгибной жесткостью ($EI = 0$).

В этом случае приходим к известной математической модели, где геометрические соотношения имеют вид (2), (3), (4), а уравнения равновесия и граничные условия из (13), (14) при $M \equiv 0$ записываются так:

$$\begin{cases} (N \cos \varphi)' = -p_x; \\ (N \sin \varphi)' = -p_z; \end{cases}$$

$$[N \cos \varphi]_{x=0,1} = 0 \quad \Leftrightarrow \quad u = \bar{u}; \quad (35)$$

$$[N \sin \varphi]_{x=0,1} = 0 \quad \Leftrightarrow \quad w = \bar{w}.$$

Продольная сила N определяется, как и в (17).

Полная потенциальная энергия из (18) при $EI \equiv 0$ дается равенством

$$U = \int_1^x EF \left(1 + \varepsilon_0 - \sqrt{1 + 2\varepsilon_0} \right) dx - \int_1^x [p_z w + p_x u] dx. \quad (36)$$

5. Упрощение 4. Квадратичное приближение

Следующий уровень упрощения нелинейных соотношений, предшествующий полной линеаризации, состоит в предположении, что квадраты углов поворота соизмеримы с деформациями, а деформации много меньше единицы (отсюда термин "квадратичное приближение").

Разрешающие соотношения можно получить из соотношений п. 2, где принималось только предположение малости деформаций.

Если $\varphi^2 \sim \varepsilon$, то $\sin^2 \varphi = (w')^2 \sim \varepsilon$. Анализ выражения для деформации оси

$$\varepsilon_0 = u' + \frac{1}{2}(u')^2 + \frac{1}{2}(w')^2 \ll 1$$

показывает, что $u' \sim (w')^2$, а $(u')^2 \sim \varepsilon^2$ и им можно пренебречь.

В выражении производной угла поворота (четвертое соотношение (20)) $u' \ll 1$, $u'' \sim w'w''$, $u''w' \sim (w')^2 w''$, т.е., придерживаясь указанной степени точности, имеем

$$\begin{aligned} \varepsilon_0 &= u' + \frac{1}{2}(w')^2; \\ \varphi' &= w''; \\ \varepsilon &= u' + \frac{1}{2}(w')^2 - zw''. \end{aligned} \quad (37)$$

Уравнения равновесия и граничные условия, получаемые в этом случае из принципа виртуальной работы

$$\delta A = \int_1 [N(\delta u' - w'\delta w') - M\delta w'' + q_x \delta u + q_z \delta w] dx$$

принимают вид

$$\begin{aligned} \begin{cases} N' = q_x; \\ (Nw')' - M'' = q_z; \end{cases} \\ N|_{x=0,1} = 0 \Leftrightarrow u = \bar{u}; \\ [Nw' + M']_{x=0,1} = 0 \Leftrightarrow w = \bar{w}; \\ M|_{x=0,1} = 0 \Leftrightarrow w' = \bar{w}', \end{aligned} \quad (38)$$

где

$$\begin{aligned} N &= EF\varepsilon_0 = EF\left[u' + \frac{1}{2}(w')^2\right]; \\ M &= -EI\varphi' = -EIw''. \end{aligned} \quad (39)$$

Полная потенциальная энергия по соотношениям (37) дается равенством

$$\begin{aligned} U &= \frac{1}{2} \int_1 \left[EF \left(u' + \frac{1}{2}(w')^2 \right)^2 + EI(w'')^2 \right] dx - \\ &\quad - \int_1 [p_z w + p_x u] dx. \end{aligned} \quad (40)$$

6. Упрощение 5. Линеаризованные уравнения

Считая деформации и углы поворота малыми в сравнении с единицей, а перемещения малыми в сравнении с характерным размером поперечного сечения балки, приходим к линейной теории

$$\begin{aligned} \sin \varphi &= \varphi = w'; \quad \cos \varphi = 1; \\ \varphi' &= w''. \end{aligned} \quad (41)$$

Деформации определяются соотношениями

$$\begin{aligned} \varepsilon_0 &= u'; \\ \varepsilon &= u' - zw''. \end{aligned} \quad (42)$$

Общеизвестные уравнения равновесия, граничные условия и потенциальная энергия принимают вид

$$\begin{aligned} \begin{cases} N' = q_x; \\ M'' = -q_z; \end{cases} \\ N|_{x=0,1} = 0 \Leftrightarrow u = \bar{u}; \\ M'|_{x=0,1} = 0 \Leftrightarrow w = \bar{w}; \\ M|_{x=0,1} = 0 \Leftrightarrow w' = \bar{w}'; \\ U = \frac{1}{2} \int_1 [EF(u')^2 + EI(w'')^2] dx - \\ - \int_1 [p_z w + p_x u] dx. \end{aligned} \quad (43)$$

Здесь

$$\begin{aligned} N &= EFu'; \\ M &= -EIw''. \end{aligned} \quad (45)$$

Уравнения равновесия при исследовании устойчивости продольно сжатого стержня можно записать, используя подход Тимошенко или Брайана. Уравнение в форме Тимошенко получим, линеаризовав уравнения эластики Эйлера (29) или (33), используя равенства (41) и (45)

$$EIw^{IV} = - \left(w' \int_x^1 q_x d\xi \right)'. \quad (46)$$

Уравнение равновесия в форме Брайана – это второе уравнение квадратичного приближения (38), где исходное состояние определяется первым уравнением. Формулы для продольной силы и изгибающего момента необходимо взять в виде (45).

Заключение

1. Показано, что из сопряженных пар тензоров напряжений и деформаций наиболее простой вид имеют компоненты симметричного тензора напряжений Био и тензора деформаций Коши. Это упрощает составление выражения полной потенциальной энергии, условие минимума которой при использовании численных процедур, будет полностью соответствовать уравнениям равновесия. Другие меры деформаций для данной задачи, в том числе и наиболее часто используемая мера Грина приводят к тому, что, хотя и принята гипотеза Бернулли-Эйлера, деформация и напряжение в сечении уже не изменяются по закону плоскости.

2. При решении практически важных задач весьма часто нет необходимости исходить из общих нелинейных уравнений, полученных в п. 1. Поэтому

при вычислениях следует использовать упрощенные теории различных уровней. Эти пять теорий получены последовательно в зависимости от степени принимаемых упрощений.

3. Выбор тех или иных упрощенных теорий во многом зависит от цели исследования и каждый раз должен быть строго обоснован, для чего нужны, конечно же, численные исследования. Этим исследованиям будет посвящена следующая работа авторов.

Литература

1. Новожиллов В.В. Основы нелинейной теории упругости / В.В. Новожиллов. – Л.; М.: Гостехиздат, 1948. – 211 с.

2. Илюхин А.А. Пространственные задачи нелинейной теории упругих стержней / А.А. Илюхин. – К.: Наук. думка, 1979. – 216 с.

3. Попов Е.П. Теория и расчет гибких упругих стержней / Е.П. Попов. – М.: Наука, 1986. – 296 с.

4. Светлицкий В.А. Механика стержней: в 2 ч. Ч. 1. Статика / В.А. Светлицкий. – М.: Высш. шк., 1987. – 320 с.

5. Черных К.Ф. Нелинейная теория упругости в машиностроительных расчетах / К.Ф. Черных. – Л.: Машиностроение, Ленингр. отд-ние, 1986. – 336 с.

6. Хилл Р. Об определяющих неравенствах для простых материалов / Р. Хилл // Механика : периодический сборник переводов иностранных статей. – М.: Мир, 1969. – Вып. 4(116). – С. 94 – 109.

7. Васидзу К. Вариационные методы в теории упругости и пластичности / К. Васидзу. – М.: Мир, 1987. – 542 с.

8. Грин А. Большие упругие деформации и нелинейная механика сплошной среды / А. Грин, Дж. Адкинс. – М.: Мир, 1965. – 456 с.

9. Biot M.A. Mechanics of incremental deformations / Maurice A. Biot. – NY/London/Sydney: Wiley@Sons, Inc., 1965. – 504 p.

Поступила в редакцию 25.01.2011

Рецензенты: д-р физ.-мат. наук, проф., заведующий кафедрой высшей математики А.Г. Николаев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПЛОСКИЙ НЕЛІНІЙНИЙ ВИГІН БАЛКИ. ВІВЕДЕННЯ ЗАМКНУТОЇ СИСТЕМИ РІВНЯНЬ

С.А. Халілов, В.Б. Минтук

Розглянуто спряжені пари тензорів напружень і деформацій плоского геометрично нелінійного вигину балки. Показано, що найбільш простий вигляд компонент тензорів напружень і деформацій мають компоненти симетричного тензора напружень Біо і тензора деформацій Коші. Рівняння рівноваги отримані за допомогою принципу віртуальної роботи та безпосереднього розгляду рівноваги елемента. Введенням різних спрощуючих припущень з повністю нелінійних співвідношень отримані різні нелінійні постановки задач, які завершено лінійними. У всіх випадках для консервативного зовнішнього навантаження при справедливості закону Гука отримано вирази повної потенціальної енергії, які можна використовувати для проведення числового аналізу.

Ключові слова: балка, плоский вигин, геометрично нелінійна задача, деформація осі, міра деформації.

SIMPLE NON-LINEAR BENDING OF A BEAM. DERIVATION OF CLOSED LOOP EQUATIONS SET

S.A. Khalilov, V.B. Mintyuk

Matched pairs of stress and strain tensors of simple geometrical nonlinear bending of a beam are considered. It is shown that the simplest appearance for tensor components occurs when Biot stress tensor and Cauchy strain tensor are used. Equilibrium equations are obtained using the principle of virtual work and free body diagram of the elementary portion of the beam. Applying different simplifying assumptions to the completely nonlinear relationships a variety of nonlinear formulations of the problem is derived (as far as linear formulation). Assuming that Hooke's law is valid and the external loading is conservative the formula for strain energy is gained which may be used for numerical analysis.

Keywords: beam, simple bending, geometrically nonlinear problem, deformation of axis, measure of strain.

Халилов Сиявуш Ахмедович – старший научный сотрудник кафедры высшей математики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: khalilov@ukr.net.

Минтук Виталий Борисович – канд. техн. наук, докторант кафедры прочности летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: minvit@mail.ru.

УДК 629.7.018.74

Н.В. ЗОСИМОВИЧ, В.Б. РЕВЕНКО*Житомирский военный институт им. С.П. Королева
Национального авиационного университета, Житомир, Украина*

СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ ПАНЕЛЕЙ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ

На основании методов структурно-параметрического анализа антропометрических характеристик человека-оператора в системе управления наземным авиационным комплексом управления беспилотным летательным аппаратом для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды предложены схемы размещения информационных панелей, оценены возможности регулирования в следящей системе управления беспилотным летательным аппаратом и предложены подходы к проектированию ее основных элементов и характеристик.

Ключевые слова: экологический и природоресурсный мониторинг, беспилотный летательный аппарат, авиационный комплекс, информационная панель, летчик-оператор, монитор, стимул, математическая модель.

Введение

В различных областях современной экологической науки возникают аналогичные с точки зрения методики исследования задачи, решение которых требует оперативной природоресурсной и экологической информации из труднодоступной области в заданный момент времени и с достаточной периодичностью. Решение такой задачи является реальным при использовании современных технических средств.

В наше время во многих странах создано большое количество беспилотных летательных аппаратов (БЛА), различающиеся схемой, конструкцией и летно-техническими характеристиками, и, к тому же наблюдается тенденция к созданию многоцелевых БЛА со взлетной массой до 100 кг [1].

Проектирование управляющих полей авиационных комплексов является составной частью проектирования БЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды и непосредственно связано с проектированием АК в целом.

Правильная организация информационной панели (ИП) авиационного комплекса (АК), выбор и размещение органов ручного управления существенно влияют на восприятие оператором необходимой информации при полете на всех этапах маршрута, а также на возможность быстрого реагирования при изменении обстановки. Основные показатели ИП АК связаны с геометрией размещения индикаторов и органов управления, определяемой зонами восприятия зрительного аппарата человека, антро-

пометрическими данными и временными затратами на управление. Успешное выполнение операций оператором по управлению БЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды и его системами непосредственно влияет на безопасность полета и эффективность действий, формируется понятие наиболее рациональной зоны размещения, допустимой и недопустимой зон.

В практике проектирования АК принято, что любое увеличение экипажа летательного аппарата (ЛА) (числа операторов) по сравнению с минимально возможным (одним летчиком-оператором) требует тщательного обоснования с учетом допустимой загрузки на всех этапах функционирования, затрат на автоматизацию процессов управления, на обучение дополнительных операторов, а также анализа возможного уровня снижения летно-технических характеристик комплекса [2].

Анализ публикаций и исследований

Информационная панель предназначено для представления оператору (операторам) необходимой информации о текущем состоянии АК и его систем, по которой человек производит оценку обстановки и принимает решения, а также для реализации решений с помощью органов управления или их имитаторов. При структурно-параметрической компоновке управляющих и информационных панелей (УП и ИП) в качестве исходных используются антропометрические данные, особенности восприятия информации человеком в полете, динамические харак-

теристики человека как звена в системе управления [3]. В настоящее время накоплен значительный объем экспериментальных статистических данных, на основании которых разработаны рекомендации по рациональному проектированию ИП АК [1 – 4].

Постановка задачи исследования

На основании структурно-параметрического анализа [5, 6] антропометрических данных и особенностей зрительного аппарата человека [4, 5] предстоит обосновать рекомендации по размещению средств индикации и органов управления БЛА.

Структурная схема работы оператора в следящей системе приведена на рис. 1. На схеме показаны этапы деятельности оператора АК по управлению БЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды в замкнутой системе: обнаружение сигнала рассогласования между заданным движением и состоянием управляемого объекта, опознавание сигнала по величине и направлению, оценка ситуации и принятие решения по способу управления, ручное управление объектом. Все эти процессы могут происходить одновременно.

В некоторых случаях используют упрощенную передаточную функцию от величины рассогласования φ к управляющему воздействию ψ в виде [1]:

$$\varphi = \varphi(\psi, k, \tau, \pi),$$

где k – коэффициент усиления оператора; τ – постоянная времени запаздывания при восприятии информации (0,25 с); π – постоянная времени запаздывания моторной реакции (0,125 с); φ – преобразователь Лапласа.

Для объективной оценки надежности (безошибочной работы) и точности функционирования человека-оператора создаются специальные компьютерные имитационные и лабораторные динамические стенды [6, 7].

Структурно-параметрический анализ антропометрических данных и размещение средств индикации и управления наземным авиационным комплексом

Структурно-параметрическое проектирование УП и ИП АК опирается на статистические антропометрические данные, т.е. на данные по результатам измерения размеров человека и отдельных частей его тела. Статистика установила, что антропометрические данные не являются постоянными во времени и в пространстве. Так, начиная, примерно, с 60-х гг. прошлого столетия, наблюдается увеличение среднего роста человека. В различных районах земного шара рост также может значительно варьироваться. Различаются антропометрические данные и в зависимости от пола [4].

История развития авиации показала, что некоторый запас по размерам АК позволил продлить жизнь некоторых авиационных комплексов на многие годы [5, 6]. Основными для структурно-параметрического проектирования УП и ИП АК являются размеры человека в положении сидя. Условно все размеры можно разделить на общие данные и определяющие зоны досягаемости [2]. На рис. 2 приведены основные размеры тела человека в положении стоя и сидя. Статистические числовые данные из разных источников сведены в табл. 1. Эти данные необходимо скорректировать на размер одежды [8].

На основании структурно-параметрического анализа [9, 10] антропометрических данных и особенностей зрительного аппарата человека [9 – 11] разработаны рекомендации по размещению средств индикации и органов управления в зонах досягаемости – оптимальной и допустимой (рис. 3). К оптимальной зоне относятся: А-1, В-1, С-1; допустимые зоны: А-2, В-2, С-2. Рекомендации по использованию зон приведены в табл. 2.

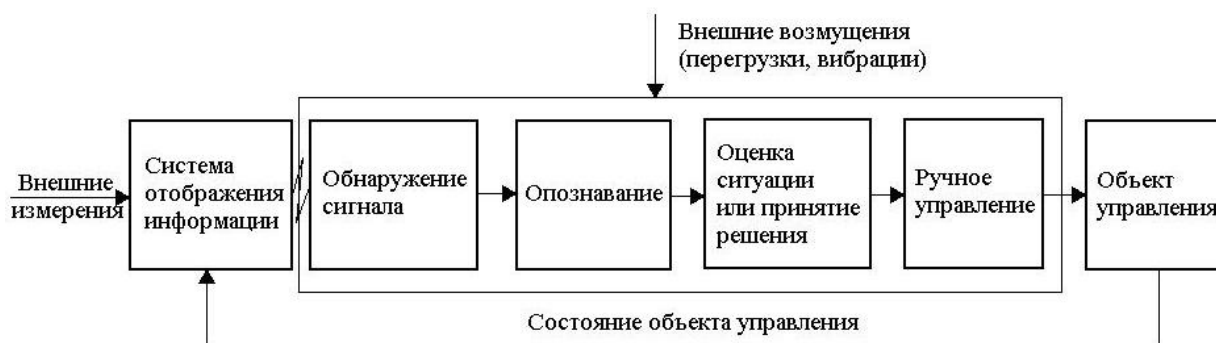


Рис. 1. Структурная схема системы управления БЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды с человеком-оператором

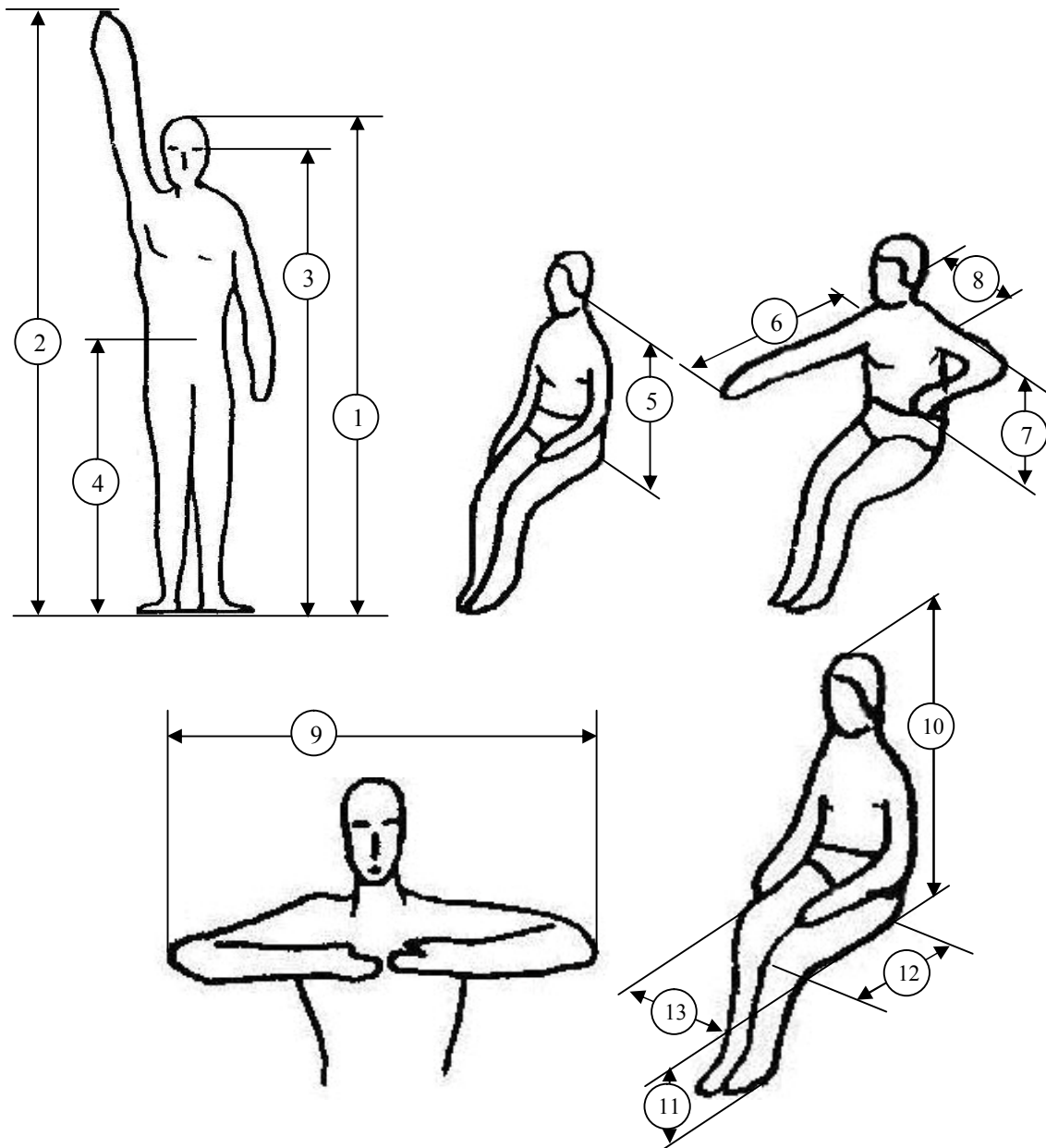


Рис. 2. Основные размеры человека в положении стоя и сидя [3]

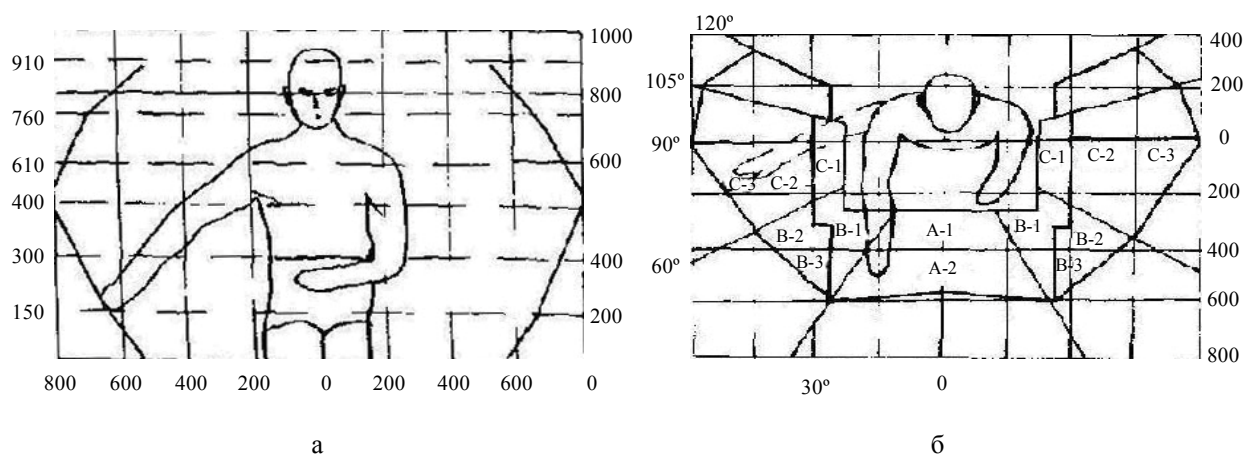


Рис. 3. Зоны досягаемости оператора в вертикальной (а) и горизонтальной (б) плоскостях [4]

Таблица 1

Антропометрические характеристики [2]

Характеристика	Позиция на рис. 2	Величина (см)			
		Мужчины		Женщины	
		МО	СКО	МО	СКО
1. Общие данные:					
Рост стоя	1	167,8	5,8	156,7	5,7
Высота с поднятой рукой	2	206,8	8,3	190,2	7,5
Высота глаз в положении стоя	3	156,9	5,8	145,8	5,5
Длина ноги	4	90,1	4,3	83,5	4,1
2. Пределы досягаемости сидя:					
Высота глаз над сиденьем	5	80,0	3,5	72,0	3,0
Длина руки	6	74,3	3,3	66,6	3,1
Длина предплечья	7	25,2	1,0	22,5	0,9
Ширина плеч	8	41,0	2,0	37,0	1,8
Расстояние между локтями	9	93,5	3,1	91,9	2,9
3. Условия покидания рабочего места					
Рост сидя от поверхности сидения	10	88,7	3,1	84,1	3,0
Высота от пола до сидения	11	42,2	2,2	37,0	2,2
Расстояние от спины до колен	12	54,5	2,5	52,5	2,3
Ширина бедер	13	38,0	2,0	41,2	1,8

Примечание: МО – математическое ожидание, СКО – среднее квадратическое отклонение;
 величина МО ± 1 СКО соответствует 68 % измерений; величина МО ± 2 СКО соответствует 95 % измерений;
 величина МО ± 3 СКО соответствует 99 % измерений

Таблица 2

Зоны размещения устройств индикации и органов управления

Условия эксплуатации	Рекомендуемые зоны
Условия пользования	
Частое	A-1, B-1, C-1
Нечастое	A-2, B-3, C-3
Высокая точность считывания	A-1, A-2, B-2, B-3
Меньшие требования к остроте зрения	C-1, C-2, C-3
Характер манипуляций	
Нажатие кнопки	A-2, B-3, C-3
Движение рычагом	A-1
Работа кистью руки	A-1, B-2, C-2
Длительные и тонкие манипуляции	A-1, A-2, B-1, B-2
С силой более 12 кг на руку	A-1, A-2, C-2

Таблица 3

Характеристики оператора [9]

Характеристика	Величина
Время восприятия показаний приборов	0,2 – 0,8 с
Время переноса взгляда на новые приборы	0,167 с
Время опознания предмета	0,5 с
Время на принятие решения	1,0 с
Время запаздывания нервно-мышечной реакции оператора	0,1 – 1,0 с
Максимальное значение растягивающих усилий:	
– установившееся	30 кг
– кратковременное	100 кг
– длительное неутомительное	12 – 18 кг
Количество движений без нагрузки:	
– руки	5 Гц
– предплечья	78 Гц
– запястья	11 – 12 Гц

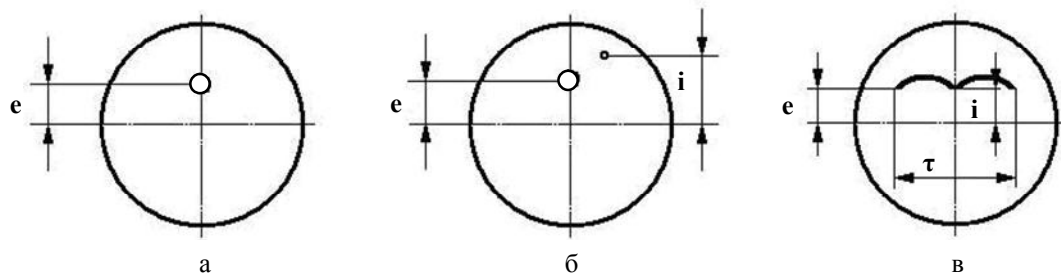


Рис. 5. Типы мониторов в зависимости от командных стимулов

Каждый из рассмотренных мониторов определяет тип человеко-машинной системы в управлении наземным авиационным комплексом. Первому из приведенных выше мониторов соответствует компенсаторная система слежения. В случае визуального наведения БЛА на ориентир, движущийся на фоне земли или объектов, человеко-машинная система представляет собой систему сопровождения, и командным стимулом являются сигналы $i(t)$ и $e(t)$. Система с предвидением имеет место при пилотировании БЛА на малых высотах. Такой тип системы может быть создан с помощью пилотажного монитора, на экран которого, наряду с текущей информацией, выводится и прогноз координат БЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды.

Структурно-параметрический тип системы «БЛА-оператор», динамика ее элементов, характеристики входных воздействий, качество пилотирования определяются различными переменными, основными из которых являются переменные задачи. К таковым относят все внешние, по отношению к оператору, элементы, влияющие на характеристики его действий: объект и рычаг (манипулятор) управления, монитор (дисплей), сигналы, воздействующие на систему (командный сигнал $i(t)$ и возмущение $d(t)$).

Все задачи пилотирования могут быть подразделены на структурные подзадачи ограниченной продолжительности [7]. В случае, если динамические характеристики БЛА в процессе пилотирования не меняются или меняются незначительно, что является справедливым в большинстве случаев, то ММ объекта управления описывается системой линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами или передаточными функциями. Рычаги (манипуляторы) управления, предназначенные для передачи управляющих реакций оператора, бывают:

– подвижные, для которых выходные сигналы пропорциональны угловому или линейному перемещению ($c(t) = x_B(t)$ – при управлении в вертикальной плоскости или $c(t) = x_3(t)$ – при управле-

нии по крену), а в некоторых случаях – усилию, прикладываемому к рычагу (манипулятору) при его перемещении ($c(t) = P(t)$);

– неподвижные, для которых выходные сигналы пропорциональны прикладываемому усилию.

Свойства входного сигнала или возмущения в значительной степени влияют на характеристики управляющих действий оператора. Во многих задачах пилотирования входной сигнал $i(t)$ или $d(t)$ близок по своим свойствам к случайному стационарному процессу. Параметры его спектральной плотности определяются исследуемой задачей пилотирования [11]. К основным структурным параметрам входного сигнала относятся его дисперсия, и ширина спектра ω_1 . Величине ω_1 может соответствовать частота формирующего фильтра, определяющая уменьшение спектра входного сигнала. Для прямоугольного спектра на частоте ω_1 происходит резкое изменение спектральной плотности [8].

При случайном входном сигнале оператор обычно не может прогнозировать его величину, и если этот сигнал не выводится на экран монитора (дисплея), то система «БЛА-оператор» является компенсаторной [1, 11]. При детерминированном входном сигнале, близком по своим свойствам к гармоническому, оператор, вначале реагируя лишь на ошибку, довольно быстро распознает его и выделяет из сигнала $e(t)$. В течение коротких промежутков времени он может действовать по программе

$$C(j\omega) = \frac{1}{W_C(j\omega)} I(j\omega),$$

размыкая контур «БЛА-оператор». Таким образом, в процессе выполнения задачи система «БЛА-оператор» последовательно претерпевает изменения – от компенсаторной через сопровождающую к системе с полным предвидением.

Влияние переменных на поведение оператора может быть определено по его реакции [9]. Существуют следующие реакции:

- управляющая (управляющее воздействие) C ;
- психофизиологическая ψ ;
- физиологическая Φ .

Показателями физиологической реакции являются частота пульса, кровяное давление, температура тела, частота дыхания и др. [5].

Структурно-параметрический анализ методов моделирования человеко-машинной системы в управлении наземным АК

Одним из возможных методов структурно-параметрической оценки проектируемой человеко-машинной системы со сложными функциями оператора является математическое моделирование (рис. 6).

В блоке 1 формируется последовательность изменения состояний внешней среды или управляемого объекта во времени t в соответствии с принятыми законами распределения фаз перехода. Блок 2 определяет число одновременно поступающих сообщений – количество информационных каналов. Блок 3 осуществляет проверку условия одновременной работы двух операторов. При выполнении условия $P_{\text{сов}} < \varepsilon$, второй оператор может быть в резерве. Блоки 4 и 5 выполняют оценку ошибки $P_{\text{ош}}$ и длительность выполнения операции $t_{\text{абс}}$ соответственно, при функционировании одного или двух операторов. Показатели $P_{\text{ош}}$ и $t_{\text{абс}}$ являются сложными функциями уровня их квалификации, характера поступающей информации, возможного дефицита времени и внешних воздействий на операторов. Блок 6 осуществляет проверку условия возникновения напряженности во времени $N < N_0$, после чего в блоке 7 или 8 выполняется моделирование функционирования операторов в соответствии с последовательностью алгоритмов работы. Блок 9 контроли-

рует количество реализаций, блок 10 обрабатывает статистические данные и выдает их результаты на печать. В процессе моделирования можно получить промежуточные результаты и конечные статистические данные, которые используются в моделях оценки эффективности АК по управлению дистанционно-пилотируемым летательным аппаратом для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды.

При полунатурном моделировании с человеком-оператором появляется принципиально новая возможность объективного контроля состояния оператора. В состав комплекса моделирования АК включают аппаратуру для определения медико-биологических показателей оператора в процессе его функционирования. Это дает возможность объективно оценить степень напряженности в различных ситуациях полета, при работе с различным оборудованием. Как следствие, разрабатываются рекомендации о необходимом уровне автоматизации процессов управления БЛА и разделении функций между операторами.

В процессе эксперимента выполняется регистрация всех параметров, автоматическая обработка данных на компьютере и представление результатов для управления экспериментом, а также осуществляются разработки рекомендаций.

Заключение

Произведен структурно-параметрический анализ антропометрических характеристик человека-оператора в системах управления наземным авиационным комплексом БЛА.

Выполнена оценка возможностей человека как регулятора в следящей системе управления БЛА для

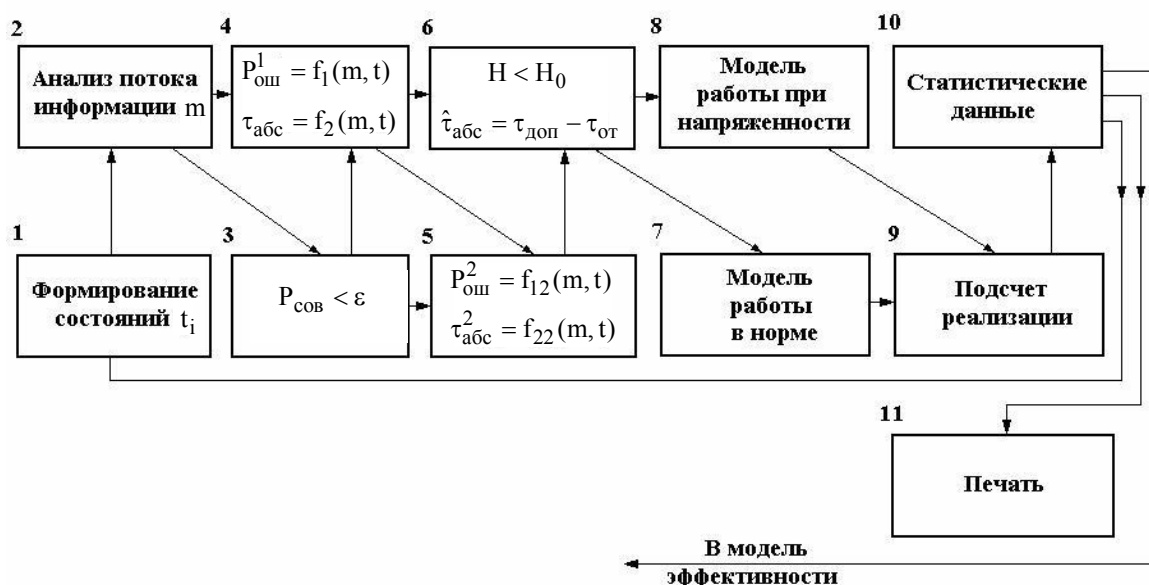


Рис. 6. Блок-схема алгоритма математического моделирования человеко-машинной системы

оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды.

В перспективе представляется возможным использовать медико-биологические показатели состояния оператора для оптимального размещения средств индикации и автоматического вывода БЛА и его бортовых систем в зону наиболее благоприятного функционирования с точки зрения нагрузок на операторов.

Литература

1. Зосимович Н.В. Модель управляющих воздействий оператора беспилотного ЛА / Н.В. Зосимович, В.Б. Ревенко // Матеріали ІХ Міжн. НТК «АВІА-2009», 21-23 вересня, т. 1. – К.: НАУ, 2009. – С. 4.86-4.90.
2. Вудсон У. Справочник по инженерной психологии для инженеров и художников-конструкторов / У. Вудсон, Р. Конолвер. – М.: Мир, 1968. – 520 с.
3. Справочник по прикладной эргономике / Перев. с англ. – М.: Машиностроение, 1980. – 216 с.
4. Справочник по инженерной психологии / Под ред. Б.Ф. Ломова. – М.: Машиностроение, 1982. – 368 с.

5. Методы инженерно-психологических исследований в авиации / Под ред. Ю.П. Доброленского. – М.: Машиностроение, 1975. – 280 с.

6. Психофизиологические исследования деятельности человека-оператора и их техническое обеспечение / Под ред. В.Г. Волкова. – М.: Наука, 1979. – 90 с.

7. Романюта В.Г. Экспериментальный стенд для исследования операторских действий сенсомоторного типа / В.Г. Романюта, В.Б. Лидова, Л.И. Юматова // Техническая эстетика, 1979. – № 2. – С. 18-19.

8. Шадриков В.Д. Системный анализ деятельности / В.Д. Шадриков. – Ярославль: Изд-во Ярославск. ун-та, 1979. – 92 с.

9. Лебедев В.И. Профессия века. Психологические аспекты труда операторов / В.И. Лебедев. – М.: Наука, 1978. – 192 с.

10. Научно-технический прогресс и безопасность труда / Под ред. А.Н. Гржегоржевского. – М.: Машиностроение, 1979. – 240 с.

11. Экспериментально-психологические исследования в авиации и космонавтике / Г.Т. Береговой, Н.Д. Завалова, Б.Ф. Ломов, В.А. Пономаренко. – М.: Наука, 1978. – 304 с.

Поступила в редакцию 28.12.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. общинженерных дисциплин Л.С. Лось, Национальный агроэкологический университет, Житомир.

СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ІНФОРМАЦІЙНИХ ПАНЕЛЕЙ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСУ КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ

М.В. Зосімович, В.Б. Ревенко

На основі методів структурно-параметричного аналізу антропометричних характеристик людини-оператора у системі керування наземним авіаційним комплексом для оперативного природо ресурсного та екологічного моніторингу навколишнього середовища, запропоновані схеми розташування інформаційних панелей, здійснено оцінку можливостей регулювання у слідкуючій системі управління безпілотним літальним апаратом та запропоновані підходи до проектування її основних елементів та характеристик.

Ключові слова: екологічний та природоресурсний моніторинг, безпілотний літальний апарат, авіаційний комплекс, інформаційно-керуюче поле, льотчик-оператор, монітор, стимул, математична модель.

STRUCTURAL AND PARAMETRIC DESIGN THE INFORMATION PANELS OF UAV GROUND COMPLEX

N.V. Zosimovich, V.B. Revenko

Under structural and parametrical analysis of anthropometric human-operator parameters in ground control aviation complex for operative environmental and ecological monitoring, was offered placing schemes of indication, regulating possibilities in keeping up of unmanned aviation vehicle control system are estimated. Approaches to designing of its basic elements and characteristics are offered.

Key words: environmental and ecological monitoring, unmanned aerial vehicle, aviation complex, information panel, pilot-operator, monitor, stimulus, mathematical model.

Зосимович Николай Владимирович – канд. техн. наук, доцент кафедры автоматизированных систем управления Житомирского военного института им. С.П. Королева Национального авиационного университета, Житомир, Украина, e-mail: nzosimovich@nau.edu.ua .

Ревенко Владимир Борисович – канд. техн. наук, доцент, начальник кафедры автоматизированных систем управления Житомирского военного института им. С.П. Королева Национального авиационного университета, Житомир, Украина.

УДК 629. 7.014.16.001.2

О.Л. ЛЕМКО¹, В.В. СУХОВ¹, Н.В. СИЛКА²¹*Национальный технический университет Украины „КПИ”, Киев, Украина*²*ГП НПО «Киевский институт автоматики», Киев, Украина*

ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА САМОЛЕТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ С ПОВОРОТНЫМИ ВИНТАМИ

В статье рассмотрены методические вопросы, связанные с определением аэродинамических характеристик самолета вертикального взлета и посадки с двумя поворотными винтами на участках вертикального отрыва от взлетно-посадочной полосы, перехода к горизонтальному полету и обратного перехода, снижения и приземления. Представлены графические зависимости изменения кинематических параметров и аэродинамических коэффициентов и составляющих тяги винтов на всех этапах взлета самолет. Полученные расчетные данные могут быть использованы на предварительном этапе аэродинамического проектирования самолета вертикального взлета и посадки при определении геометрических и кинематических параметров органов управления и стабилизации.

Ключевые слова: самолет вертикального взлета и посадки, поворотные винты, взлетно-посадочная полоса, переходной режим, кинематические параметры, аэродинамические коэффициенты.

Введение

Основной проблемой при создании самолета вертикального взлета и посадки (СВВП) является обеспечение устойчивости и управляемости при вертикальном взлете (посадке) и переходном режиме от режима висения до достижения скорости, при которой аэродинамическая подъемная сила становится равной взлетной массе СВВП. В этой связи решение задачи определения аэродинамических сил и моментов, действующих на СВВП является актуальным.

Постановка задачи. Расчетным путем оценить аэродинамические характеристики СВВП и его движительной установки на переходных режимах в процессе вертикального старта и перехода в горизонтальный полет.

В расчетах взлетная масса легкого СВВП составляет $m_0 = 1000$ кг, а стартовая мощность силовой установки равна $N_{расп} = 2 \times 350$ л.с.

Расчет аэродинамических характеристик СВВП в горизонтальном полете проводился с помощью расчетной программы «*Light Aircraft*» [2]. Характеристики переходного взлетного режима определялись в оболочке MATLAB 6.5 с учетом исходных данных, полученных для горизонтального полета и тягово-мощностных характеристик движительной установки СВВП [3].

При взлете на переходном режиме без набора высоты винтового СВВП, длина горизонтального

участка определяется по формуле, приведенной в работе [1]

$$L_{пер} = \frac{V_{пер}^2}{2 \left(\frac{dV_x}{dt} \right)_{ср}}. \quad (1)$$

В формуле (1) скорость переходного режима

$$V_{пер} = V_{пер0} \sqrt{1 - \mu_M \sin \psi - \mu_{II} \cos \psi - 0,8 v_2 \sqrt{\frac{S'}{S}}}, \quad (2)$$

где $V_{пер0}$ – скорость, соответствующая режиму горизонтального полета при $Y_{\Sigma} = m_0 g$;

$\mu_M = 1/K$ – потребная маршевая тяговооруженность;

K – аэродинамическое качество ЛА, соответствующее заданной скорости полета СВВП;

ψ – угол наклона вектора тяги винтов;

v_2 – скорость струи за винтом;

S' – площадь крыла, омываемая струей от винтов;

S – площадь крыла СВВП.

Время, в течение которого происходит разгон СВВП от скорости V_1 до скорости $V_2 = V_{пер}$, определяется из выражения [1]:

$$t = \int_{V_1}^{V_2} \frac{1}{\frac{dV}{dt}} dV. \quad (3)$$

Результаты исследований

В расчетах выполнялось условие выхода СВВП в горизонтальный полет при $\psi = 20^\circ$ (где ψ – угол наклона вектора тяги винтов относительно горизонта), когда сумма проекций на ось y подъемной силы Y и тяги винтов P_y будет равной взлетной массе СВВП:

$$Y_{\Sigma} = P_y + Y = m_0 g. \quad (4)$$

В табл. 1 приведены результаты приближенных расчетов кинематических и аэродинамических характеристик СВВП.

Таблица 1

Кинематические и аэродинамические коэффициенты СВВП на этапе взлета

$V, \text{ м/с}$	$\alpha, ^\circ$	$\psi, ^\circ$	c_{ya}	c_{xa}	m_z
0	0	90	0	0	0
10	7,2	88	0,523	0,026	-0,048
15	10,0	87	0,727	0,080	-0,066
20	12,5	85	0,909	0,078	-0,083
25	14,0	78	1,018	0,097	-0,093
30	15,0	73	1,090	0,112	-0,100
35	16,0	66	1,163	0,127	-0,106
40	16,0	55	1,163	0,127	-0,106
47	15,0	35	1,020	0,098	-0,093
60	8,60	0	0,625	0,037	-0,057

Зависимости изменения кинематических параметров α , $\psi = f(V)$, а также заданные законы изменения коэффициентов подъемной силы c_a , лобового сопротивления c_{xa} и продольного момента m_z на всех этапах взлета СВВП, вплоть до скорости $V_{\text{пер}}$, приведены на рис. 1 – 5.

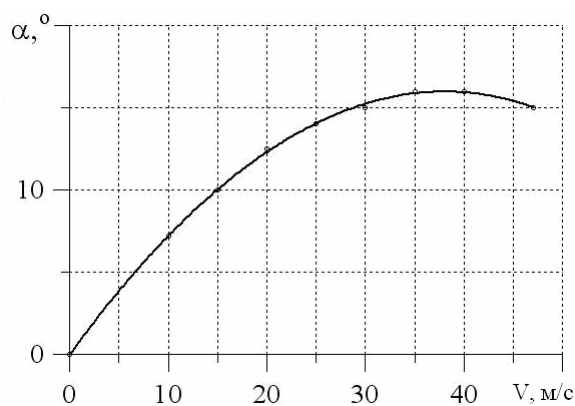


Рис. 1. Закон изменения угла атаки по скорости на взлете СВВП

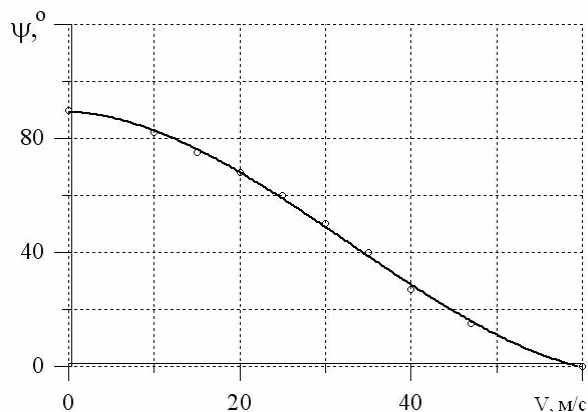


Рис. 2. Закон изменения угла ψ вектора тяги винтов от плоскости горизонта по скорости СВВП

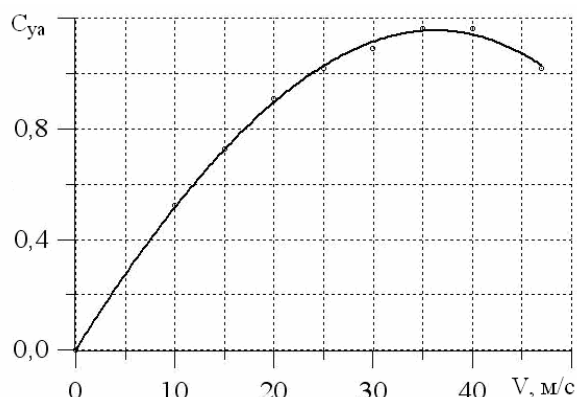


Рис. 3. Закон изменения коэффициента подъемной силы $c_{ya} = f(V)$ на взлете СВВП

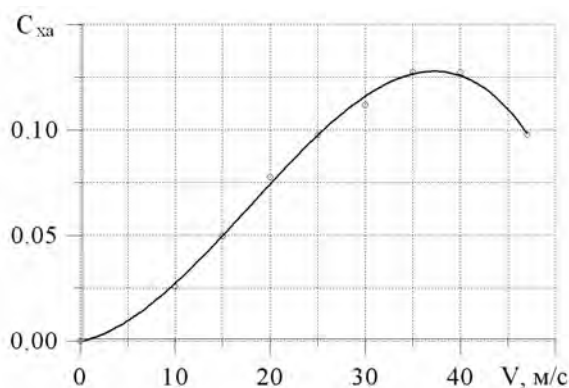


Рис. 4. Закон изменения $c_{xa} = f(V)$ на взлете СВВП

При известных законах изменения аэродинамических коэффициентов c_{xa} , c_{ya} , $m_z = f(V)$ на этапе взлета рассчитаны соответствующие зависимости X_a , Y_a , $M_z = f(V)$, а также составляющие вектора тяги подъемно-маршевых винтовых установок P_a , P_x , $P_y = f(V, \psi)$ СВВП.

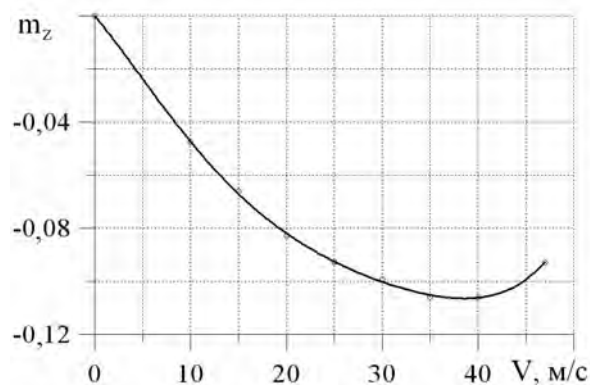


Рис. 5. Закон изменения $m_z = f(V)$
на взлете СВВП

На рис. 6 – 10 показаны зависимости вертикальных и горизонтальных составляющих тяги винтов, подъемной силы и лобового сопротивления СВВП по скорости в процессе взлета.

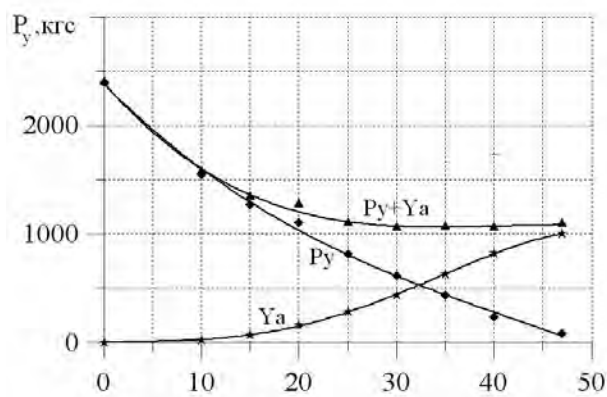


Рис. 6. Зависимости $P_y, Y_a = f(V)$
на взлете СВВП

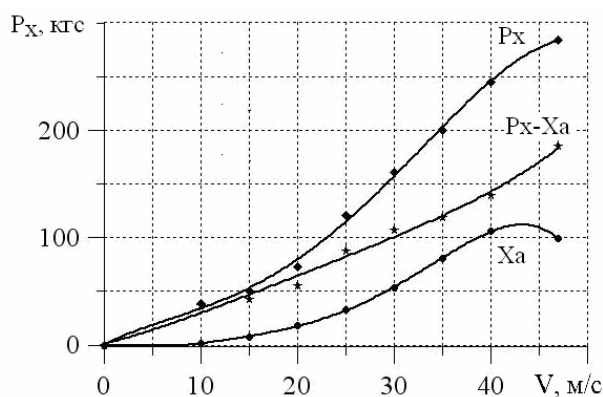


Рис. 7. Зависимости $P_x, X_a = f(V)$
на взлете СВВП

Взлет СВВП является наиболее опасным с точки зрения безопасности полета. Так в случае отказа одного из двигателей на режиме вертикального взлета или на переходном режиме для СВВП с тя-

желонагруженными винтами ($p \geq 1000 \text{ Н/м}^2$) использование режима авторотации винта исключено [1]. Однако известно, что при падении мощности силовой установки на 50% тяга винта уменьшается примерно на $\approx 40\%$. Это существенно замедляет скорость снижения СВВП. Для продолжения взлета при отказе одного двигателя необходимо иметь мощность силовой установки, обеспечивающей такое изменение составляющих тяги винта, которое позволяет продолжить взлет и обеспечивает разгон СВВП до необходимой горизонтальной скорости (рис. 8, 9).

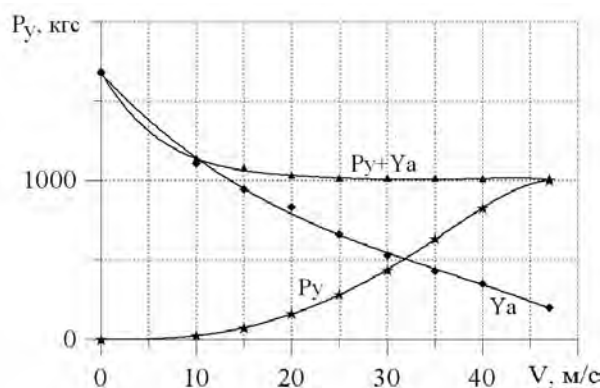


Рис. 8. Зависимости $P_y, Y_a = f(V)$ при отказе
одного двигателя на взлете СВВП (2×225 л.с.)
с учетом 40% прироста тяги винтов
при отказе одного двигателя

Как видно из приведенных зависимостей, использование предложенных законов изменения кинематических параметров и законов изменения аэродинамических коэффициентов и тяговых характеристик СВВП в процессе взлета позволяет осуществить вертикальный взлет и достижение горизонтальной скорости, соответствующей скорости переходного процесса $V_{\text{пер}}$. При этой скорости существует избыток тяги ΔP_x , необходимый для дальнейшего разгона СВВП, вплоть до максимальной скорости полета (рис. 9).

Уменьшение запаса топлива в конце полета снижает потребную подъемную тяговооруженность при посадке СВВП. По расчетам, располагаемая подъемная тяговооруженность в конце полета возрастает для винтовых СВВП в среднем на 14...15% [1]. Таким образом, даже при значительном уменьшении располагаемой тяги в результате выхода из строя одного из двигателей в конце полета сохраняется возможность безопасного вертикального приземления СВВП.

Длина горизонтального участка разгона СВВП и время, которое необходимо для переходного режима определяется по следующей методике.

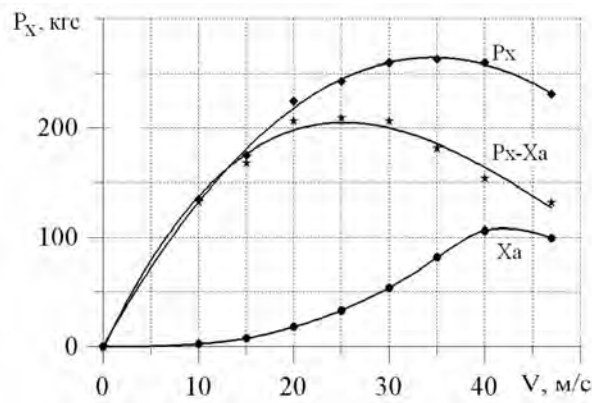


Рис. 9. Зависимости $P_x, X_a = f(V)$ на взлете СВВП при отказе одного двигателя на взлете СВВП (2×225 л.с.) с учетом 40% прироста тяги винтов

На рис. 10 приведена зависимость избыточной тяги винта на переходном режиме при взлете самолета вертикального взлета и посадки.

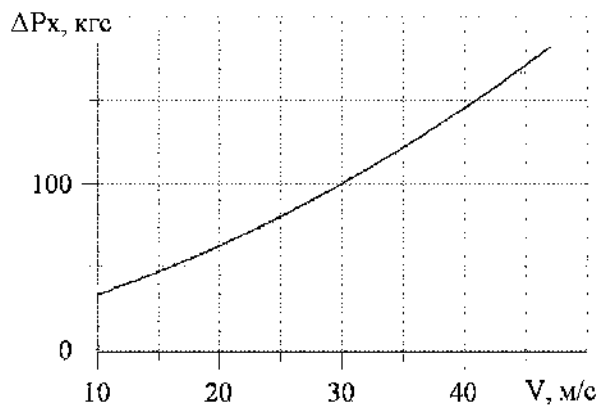


Рис. 10. Зависимость $\Delta P_x = f(V)$ на взлете СВВП

Зная приращение избыточной тяги при увеличении скорости от V_1 до V_2 , среднее ускорение (1) можно записать как:

$$\left(\frac{dV_x}{dt}\right)_{\text{ср}} = \frac{g \Delta P_{x \text{ изб}}}{m_0 g} = j_{\text{ср}},$$

где $j_{\text{ср}}$ – среднее ускорение СВВП в долях ускорения силы тяжести g [4].

Далее, определив скорость переходного режима по формуле (2), получим длину горизонтального участка, на котором выполняется переходный режим взлета:

$$L_{\text{пер}} = \frac{V_{\text{пер}}^2}{2j_{\text{ср}}} = 294 \text{ м.}$$

Время, в течение которого происходит разгон СВВП от скорости V_1 до скорости $V_2 = V_{\text{пер}}$

$$t_{\text{пер}} = \frac{V_{\text{пер}}}{j_{\text{ср}}} \approx 34 \text{ с.}$$

Переходный режим при посадке СВВП рассчитывается, так же как и при взлете, с той разницей, что посадочная масса ЛА меньше, чем взлетная на величину массы выработанного топлива и среднее ускорение $j_{\text{ср}}$ имеет обратный знак.

Как видно из приведенных зависимостей, использование предложенных законов изменения кинематических параметров и законов изменения аэродинамических коэффициентов и тяговых характеристик СВВП в процессе взлета позволяет осуществить вертикальный взлет и достижение горизонтальной скорости $V_{\text{пер}}$. При этой скорости существует избыток тяги P_x , необходимый для дальнейшего разгона СВВП, вплоть до максимальной скорости полета.

Учет истинного угла поворота вектора тяги винтов $\psi_{\text{ист}} = \psi - \alpha$ несколько увеличит длину горизонтального участка и время переходного режима.

Выводы

Представление о местных углах атаки несущих поверхностей через истинные углы поворота вектора тяги и угол атаки СВВП лишь приближенно отражает суть изменения аэродинамических сил и моментов на переходных режимах при выполнении взлета и посадки СВВП. Поэтому уточнение местных углов атаки на элементах СВВП и точное определение аэродинамических силовых и моментных характеристик в процессе вертикального взлета и разгона СВВП до скорости, при которой реализуется условие (4) является отдельной и весьма сложной задачей, решение которой наиболее точно можно получить в летных экспериментах.

Несмотря на оценочный характер, результаты, полученные в расчетах, могут быть использованы на предварительном этапе аэродинамического проектирования СВВП при определении геометрических и кинематических параметров аэродинамических органов управления и стабилизации. Кроме того, они необходимы для оценки летно-технических характеристик СВВП на начальной стадии проектирования.

Литература

1. Курочкин Ф.П. Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой / Ф.П. Курочкин. – М.: Машиностроение, 1970. – 351 с.
2. Лемко О.Л. Розрахунок льотно-технічних характеристик літального апарату за допомогою

персональних ЕОМ середнього рівня / О.Л. Лемко, Ю.О. Невзгляденко, Н.І. Мікова // Збірник наукових праць НЦ ВПС України. – К.: НЦ ВПС, 2001. – № 4. – С. 188-194.

3. Лемко О.Л. Числові моделювання геометричних і аеродинамічних характеристик гвинтоколь-

цевого рушія / О.Л. Лемко, Н.В. Силка // Вісник Національного авіаційного університету. – 2009. – № 3. – С. 24-28.

4. Пахненко В.Л. Динамика полета и боевого маневрирования летательных аппаратов. ч. 1 / В.Л. Пахненко. – К.: КВВАИУ, 1986. – 264 с.

Поступила в редакцию 12.01.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. авиационного материаловедения Я.С. Карпов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ОЦІНКА ПАРАМЕТРІВ ПЕРЕХІДНИХ РЕЖИМІВ ПОЛЬОТУ ЛІТАКА ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛІТУ І ПОСАДКИ З ПОВОРІТНИМИ ГВИНТАМИ

О.Л. Лемко, В.В. Сухов, Н.В. Силка

У статті розглянуті методичні питання, що пов'язані з визначенням аеродинамічних характеристик літака вертикального зльоту і посадки з двома поворотними гвинтами на ділянках вертикального відриву від злітно-посадкової смуги, переходу до горизонтального польоту і зворотного переходу, зниження і приземлення. Представлено графічні залежності зміни кінематичних параметрів, аеродинамічних коефіцієнтів і складових тяги гвинтів на всіх етапах зльоту літака. Отримані розрахункові дані можуть бути застосовані на попередньому етапі аеродинамічного проектування літака вертикального зльоту і посадки при визначенні геометричних і кінематичних параметрів органів керування і стабілізації.

Ключові слова: літак вертикального зльоту і посадки, поворотні гвинти, злітно-посадкова смуга, перехідний режим, кінематичні параметри, аеродинамічні коефіцієнти.

ESTIMATION OF FLIGHT TRANSIENT STATES PARAMETERS OF VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING AIRPLANE WITH ROTARY SCREWS

O.L. Lemko, V.V. Suhov, N.S. Sylka

Methodological issues associated with determination of the aerodynamic characteristics of vertical take-off and landing airplane with two rotary screws at phases of vertical take-off and reverse transfer, descent and landing are considered in the article. Diagrams of kinematic parameters, aerodynamic coefficients and screws thrust components at all phases of airplane take-off are presented. The numerical data can be used in a preliminary stage of aerodynamic design of vertical takeoff and landing aircraft at the determination of control and equalization elements geometric and kinematic parameters.

Keywords: vertical take-off and landing airplane, rotary screws, runway, transient state, kinematic parameters, aerodynamic coefficients.

Лемко Олег Львович – д-р техн. наук, старший научный сотрудник, профессор каф. ПСКЛА НТУУ «КПИ», Киев, Украина, e-mail: lemko@i.com.ua.

Сухов Виталий Викторович – д-р техн. наук, старший научный сотрудник, профессор каф. ПСКЛА НТУУ «КПИ», Киев, Украина.

Силка Назар Васильевич – консультант Государственного предприятия научно-производственного объединения «Киевский институт автоматики», Киев, Украина, e-mail: Sylka@list.ru.

УДК 629.735.33

И.П. БОЙЧУК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ЧИСЛЕННОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ АЭРОГАЗОДИНАМИКИ

Предложен подход к графическому представлению вычислительных данных. Представлена технология построения линий тока в вычислительной аэрогазодинамике. Эта технология позволяет упорядочить рассмотрение трудно обозримого бесконечного многообразия векторов скорости, заполняющих часть пространства, занятую движущейся сплошной средой. Технология основана на стандартном математическом аппарате механики сплошных сред и дифференциальной геометрии. Дано применение к исследованию траекторного полета аэродинамического летательного аппарата. Показано, что непрерывная визуализация физических полей наряду с построением линий тока является неотъемлемым средством обработки результатов вычислительного эксперимента.

Ключевые слова: вычислительная аэрогазодинамика, визуализация решений, построение линий тока.

Введение

Прогресс в области информационных технологий, главным образом в связи с постоянным наращиванием производительности ЭВМ, обуславливает повышение роли значимости опережающего вычислительного аэрогазодинамического эксперимента в процессе проектирования летательных аппаратов (ЛА) и двигателей. В свою очередь, частичная замена натурного эксперимента численным неизбежно сопряжена со значительным усложнением задач внешнего и внутреннего обтекания за счет внедрения нестационарных пространственных моделей, заданных в контрольных объемах со сложной геометрией. Феноменологический анализ результатов решения подобных задач невозможен без проведения параллельно с численным расчетом процесса непрерывной визуализации.

Задачи вычислительной аэрогазодинамики предъявляют принципиально новые требования к роли визуализации в задачах вычислительной аэродинамики. Визуализация становится не только иллюстративным средством, но полноправным инструментом познания. Ее основными функциями являются [1]: качественный анализ численного решения, контроль процесса расчета численного решения, интеграция с САПР для возможности расчета сложной геометрии.

1. Постановка задачи

Рассматривается нестационарное движение аэродинамического ЛА (рис. 1) с бесклапанным пульсирующим воздушно-реактивным двигателем (ПуВРД) в вязкой сжимаемой среде. Математиче-

ское описание модели свободнолетающего ЛА основывается на консервативной форме записи системы уравнений пространственного течения среды в декартовых координатах, состоящей из уравнений законов сохранения массы, импульса и энергии. Для решения системы уравнений выбирается регулярная декартова сетка с гексаэдральными ячейками. Переменная топология геометрической области решения задается импортированной из среды проектирования твердотельной маской (рис. 2). Для обеспечения адекватного отображения направляющих свойств поверхностей ЛА на прямоугольной сетке использован метод отображения направляющих свойств твердотельных границ [2]. Для решения эволюционной задачи используется конечно-разностный метод, реализованный на регулярной временной сетке [2, 3]. В результате решения получены поля скорости, давления и температуры во всей области течения.

2. Визуализация физических полей

Неотъемлемой частью разработанной технологии численных исследований являются средства визуализации результатов, представляющие собой специальную (т.е. адаптированную к условиям физического оригинала) графическую оболочку анимационного сопровождения вычислительного эксперимента в реальном масштабе времени. Визуализация физических полей осуществляется путем отображения их актуальных состояний в виде цветовых карт сечений расчетной области [4]. На рис. 3 представлены поля скорости, температуры и концентрации продуктов сгорания в момент окончания сгорания топлива в двигателе.



Рис. 1. Объект исследования

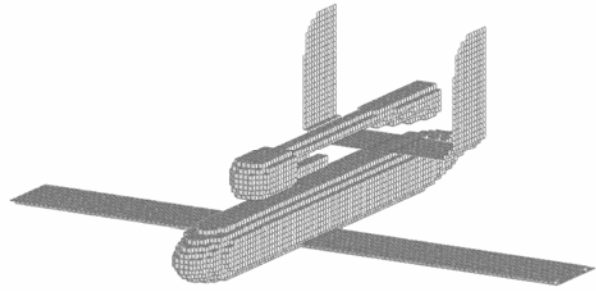


Рис. 2. Сеточное представление объекта исследования

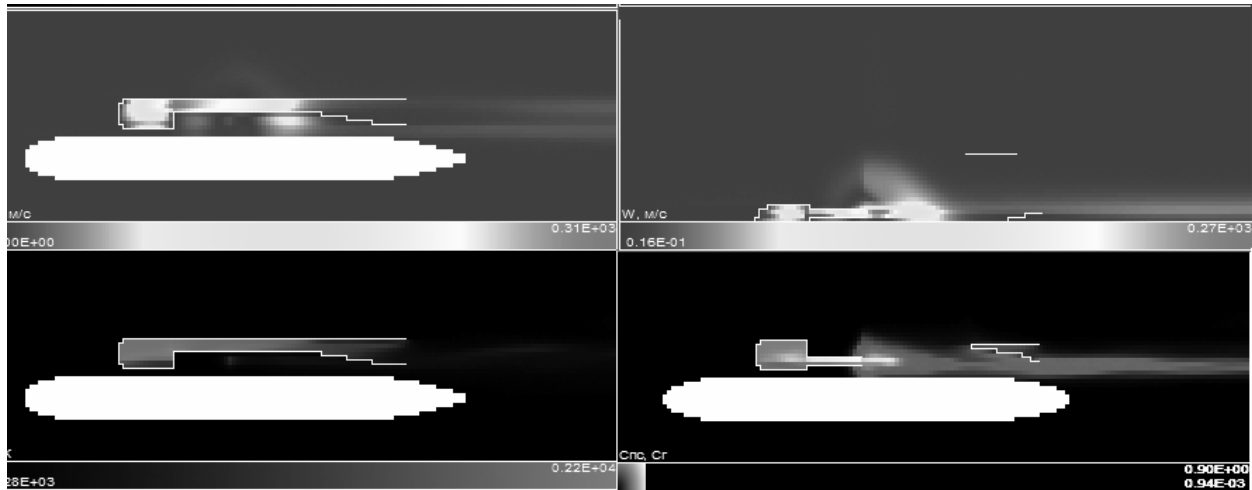


Рис. 3. Поля скорости (вверху), температуры и концентрации продуктов сгорания (внизу)

3. Технология построения линий тока

Поле скоростей представляет трудно обозримое бесконечное многообразие векторов скорости, заполняющих часть пространства, занятую движущейся сплошной средой. Чтобы сделать это многообразие более наглядным и упорядоченным нужно построить линии тока в поле скоростей.

Линии тока $\vec{r}(t)$ удовлетворяют уравнению

$$\frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{V}(\vec{r}(t)), \quad (1)$$

где $\vec{r} = \vec{r}(t)$ - радиус-вектор, $\vec{V} = \vec{V}(\vec{r}(t))$ - скорость частиц. В уравнении (1) время t выступает как параметр. Кривая $\vec{r}$ с точностью до членов второго порядка малости лежит в соприкасающейся плоскости, натянутой на вектора касательной $\vec{\tau}$ и главной нормали $\vec{n}$. Для векторов сопровождающего трехгранника $\vec{\tau}$, $\vec{n}$, $\vec{b}$ справедливы формулы Серре-Френе:

$$\begin{aligned} \frac{d\vec{\tau}}{ds} &= K\vec{n}, \\ \frac{d\vec{n}}{ds} &= -K\vec{\tau} + T\vec{b}, \\ \frac{d\vec{b}}{ds} &= -T\vec{n}, \end{aligned} \quad (2)$$

где K - кривизна кривой, T - кручение, s - натуральный параметр. Кривизна и кручение кривой определяются следующими выражениями:

$$K^2 = \frac{\dot{\vec{r}}^2 \ddot{\vec{r}}^2 - (\dot{\vec{r}} \cdot \ddot{\vec{r}})^2}{(\dot{\vec{r}}^2)^3}, \quad T = \frac{1}{K^2} \frac{(\dot{\vec{r}} \times \ddot{\vec{r}} \cdot \ddot{\vec{r}})}{(\dot{\vec{r}}^2)^3}. \quad (3)$$

Исходя из основной теоремы теории кривых [2], если на отрезке $0 \leq s \leq a$ заданы две непрерывные функции $K(s) \geq 0$, $T(s)$, то с точностью до расположения в пространстве существует единственная кривая $L: \vec{r} = \vec{r}(s), 0 \leq s \leq a$ такая, что s представляет собой длину дуги, а кривизна и кручение кривой L равны соответственно $K(s)$ и $T(s)$.

Построение кривой L проводится следующим образом. Система (2) представляет собой девять обыкновенных дифференциальных уравнений для компонент векторов $\vec{\tau}$, $\vec{n}$, $\vec{b}$. Заданием сопровождающего трехгранника в точке $s=0$: $\vec{\tau}(0)$, $\vec{n}(0)$, $\vec{b}(0)$ решение системы $\vec{\tau}(s)$, $\vec{n}(s)$, $\vec{b}(s)$ определяется однозначно.

Далее, задав начальную точку кривой $\vec{r}(0)$, получаем $\vec{r}(s)$:

$$\vec{r}(s) = \vec{r}(0) + \int_0^s \vec{\tau}(s) ds. \quad (4)$$

Построение линий тока происходит следующим образом (рис. 4).

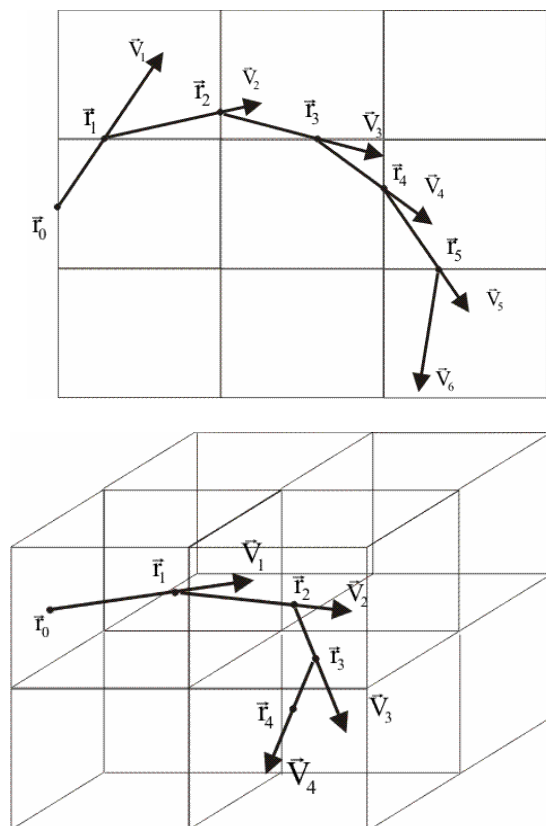


Рис. 4. Построение линий тока

1. Вначале задается начальная точка $\vec{r}_i(0)$ и вычисляется ее скорость. При этом определяется, в какой ячейке находится точка, все ребра и грани ячейки.

2. Далее через заданную точку в направлении вектора скорости строится прямая и ищется пересечение этой прямой с гранью соседней ячейки. Определяется скорость этой точки.

3. В результате многократного повторения данной операции получаем последовательность векторов $\{\vec{r}_i\}, i = \overline{0, N}$, задающих дискретное описание кривой линии. Скорость в этих точках нам известна.

4. Далее по формулам (3) находим кривизну $\{K_i\}$ и кручение $\{T_i\}$ кривой в каждой точке. При этом при вычислении учитываем, что $\dot{\vec{r}}_i = \vec{V}_i$, а производные высших порядков $\ddot{\vec{r}}, \dddot{\vec{r}}$ вычисляем односторонними конечными разностями.

5. Решая систему (2), находим компоненты векторов естественного трехгранника $\{\vec{\tau}_i\}, \{\vec{n}_i\}, \{\vec{b}_i\}$.

6. Строим линию тока согласно (4).

Для построения кривой нужно решить $9 \cdot N$ обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка.

Для сокращения числа вычислений нужно заметить, что вектор касательной $\vec{\tau} = \vec{V}/|\vec{V}|$.

Пример построения линий тока показан на рис. 5.

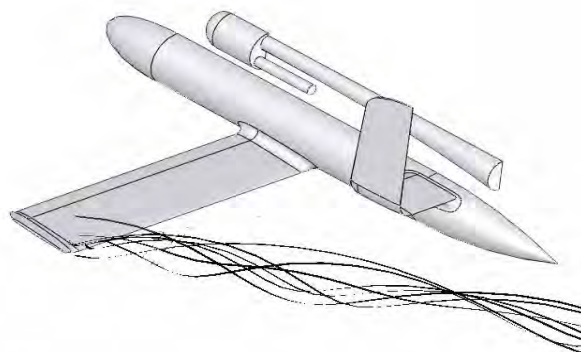


Рис. 5. Концевые вихри

На рис. 6 представлены линии тока в плоскости симметрии беспилотного летательного аппарата (БЛА) в момент начала реверсивного тока в расширяющейся части сопла ПуВРД.

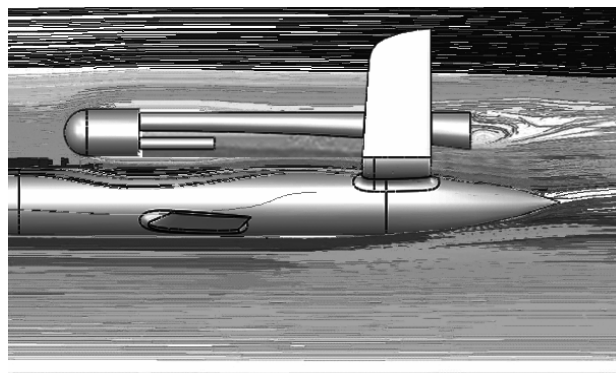


Рис. 6. Линии тока в плоскости симметрии аппарата

4. Анализ результатов

Наибольший интерес представляло исследование взаимодействия реактивной струи с аппаратом. Обращает на себя внимание пространственный характер взаимодействия реактивной струи, выходящей из сопла, и реверсированного потока из входных патрубков. Непрерывная пошаговая визуализация картины течения дала возможность проследить процессы образования вихрей. По окончании сгорания в расширяющейся части сопла и впускных патрубках устанавливается течение против полета. Создается интенсивная зона вихревых структур, в т.ч. и на поверхности фюзеляжа БЛА.

Заключение

Непрерывная пошаговая визуализация физических полей наряду с построением линий тока является неотъемлемым и необходимым средством обработки и анализа больших массивов числовой информации, получаемой в процессе вычислительного эксперимента.

Представленная технология визуализации наряду с опережающими численными исследованиями универсальна и область ее применимости не ограничивается приведенным примером.

Литература

1. Бондарев А.Е. *Функции визуализации в вычислительной аэрогазодинамике* / А.Е. Бондарев, Е.Н. Бондарев // *Полет*. – 2000. – № 10. – С. 53-60.

2. Амброжевич А.В. *Малоресурсный метод численного моделирования течений в геометрических областях сложной формы* / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, С.Н. Ларьков, В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 6/53. – С. 5-10.

3. Амброжевич А.В. *Численное моделирование теплофизических процессов в двигателестроении: учебное пособие* / А.В. Амброжевич. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2005. – 233 с.

4. Ларьков С.Н. *Метод отображения результатов численного моделирования задач механики сплошной среды* / С.Н. Ларьков // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 4 / 51. – С. 87-91.

5. Бронштейн И.Н. *Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов* / И.Н. Бронштейн, К.А. Семендяев. – М.: Наука, гл. ред. физ.-мат. лит., 1986. – 544 с.

Поступила в редакцию 19.01.2011

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. кафедры аэрокосмической теплотехники А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВІЗУАЛІЗАЦІЯ ЧИСЕЛЬНОГО РОЗВ'ЯЗКУ ЗАДАЧ АЕРОГАЗОДИНАМІКИ

І.П. Бойчук

Запропонований підхід до графічного подання обчислювальних даних. Представлена технологія побудови ліній току в обчислювальній аерогазодинаміці. Ця технологія що дозволяє упорядкувати розгляд нескінченної множини векторів швидкості, що займають частину простору, зайняту суцільним середовищем. Технологія була заснована на стандартному математичному апараті механіки суцільних середовищ і диференціальної геометрії. Було показано застосування до дослідження траєкторного польоту аеродинамічного літального апарату. Показано, що неперервна візуалізація фізичних полів наряду з побудовою ліній току являється невід'ємним засобом обробки чисельного експерименту.

Ключові слова обчислювальна аерогазодинаміка, візуалізація рішень, побудова ліній току.

VISUALIZATION OF NUMERICAL SOLUTION IN CFD

I.P. Boychuk

Is offered approach to graphic presentation of numerical data.. I presented technology of construction of path lines in CFD, allowing to put in order consideration of the field of vectors of speed in a continuous environment. Technology is based on the standard mathematical method of mechanics of continuous environments and differential geometry. Is shown application to research of trajectory flight of aerodynamic aircraft. It is shown, that continuous visualisation of physical fields along with , path lines is the integral means of processing of results of computing experiment.

Key words: CFD, visualization of solution, path lines.

Бойчук Игорь Петрович – ассистент кафедры теоретической механики и машиноведения факультета авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: igor_boichuk@mail.ru.

УДК 681.5.09

О.А. ЛУЧЕНКО^{1,2}, А.Н. ТАРАН², С.Н. ФИРСОВ², В.Н. ПОСТНИКОВ²¹ОАО «Хартрон-Плант», Харьков, Украина²Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ УСТАНОВКИ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ НЕСИММЕТРИЧНОГО МАЛОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В статье отражена необходимость и актуальность применения избыточных схем электромеханических исполнительных органов для решения задач ориентации и стабилизации малых несимметричных космических аппаратов. Также показано, что отсутствует альтернатива применения в качестве исполнительных механизмов двигателей маховиков, которые по ресурсным и точностным показателям во много раз превосходят другие исполнительные органы. Получены аналитические соотношения, позволяющие определить необходимые параметры двигателей маховиков, а также параметры компоновочной схемы электромеханических исполнительных органов с минимальной структурной избыточностью. Получен подход к оцениванию эффективности применения той или иной компоновки двигателей маховиков, основанный на оценке следа корреляционной матрицы ошибок моментов управления.

Ключевые слова: избыточность, двигатели-маховики, матрица направляющих косинусов, отказ.

Введение

Анализ перспективных и приоритетных космических программ показывает, что на сегодняшний день актуальным является создание несимметричных малогабаритных космических летательных аппаратов (МКА) предназначенных для решения разнообразных задач (дистанционное зондирование поверхности Земли, связь, навигация и др.) и способных активно существовать на околоземной орбите не менее 15 лет [1, 2]. Эти обстоятельства определяют необходимость решения разработчиком задач выбора типов и компоновки двигателей маховиков (ДМ) в системах ориентации и стабилизации (СОС) с целью обеспечения сравнительно единообразных динамических возможностей управляемости МКА относительно главных осей инерции МКА с которыми совпадают оси связанной системы координат (ССК), а также повышение ресурса системы.

Современный технологический уровень создания ДМ на сегодняшний день очень высок, однако, повышение ресурса систем стабилизации и ориентации МКА может быть достигнут за счет установки на борту избыточного количества ДМ. Введение избыточности, а также использование в контуре управления бортовой цифровой вычислительной машины позволяет ставить и решать задачи регулирования управляющего реактивного момента исполнительных органов, что способствует повышению ресурса ДМ и системы в целом [1], диагностирования технического состояния исполнительных органов и при необходимости осуществлять ситуацион-

ное парирование обнаруженных отказов в реальном времени.

Определения необходимого количества и вариантов компоновки избыточных ДМ, обеспечивающих эффективное их использование, в рамках решения указанных задач отсутствует. Это обстоятельство определяет актуальность решения задачи по определению параметров установки избыточных ДМ на КА.

1. Постановка задачи исследования

Одна из основных проблем, возникающая при проектировании систем с избыточным количеством исполнительных органов, связана с выбором числа и схемы установки ДМ на МКА [3, 4]. В статьях [4, 5] показано, что для формирования системы с минимальной структурной избыточностью необходимо выполнение условий $n=4>3$, где n – количество ДМ. В связи с этим будем рассматривать избыточную схему установки, в состав которого входят $n=4$ одинаковых ДМ с максимальным реактивным управляющим моментом M_y^* . Пусть Ox_{yz} – ССК, относительно которой определяется схема установки ДМ. Обозначим через $\overline{m_i}$, где $i = \overline{1,3}$ – единичный вектор, параллельный оси вращения i -го маховика. Совокупность векторов $\overline{m_i}$ определяет схему установки двигателей-маховиков на космическом аппарате. Положение вектора $\overline{m_i}$ в системе координат Ox_{yz} может быть задано тремя направляющими косинусами m_{i1} , m_{i2} , m_{i3} или углами α_i , β_i (рис. 1).

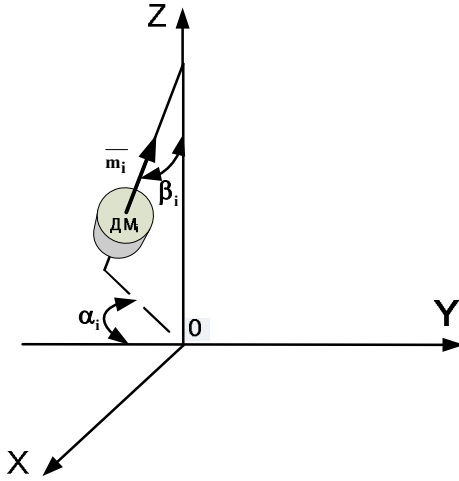


Рис. 1. Параметры установки произвольного ДМ

Необходимо определить установочные углы α_i , β_i обеспечивающие решение задачи формирования требуемого управляющего момента, как в номинальном, так и в аварийном режимах функционирования ДМ на МКА.

2. Определение установочных углов ДМ в схеме «четырёхгранная пирамида»

Для несимметричного МКА ($I_x \neq I_y \neq I_z$) необходимо с учетом этой асимметрии формировать соответствующие управляющие моменты. Иными словами необходимо формировать располагаемую поверхность управления с учетом особенностей подобных МКА. С целью определения параметров установки избыточного блока ДМ на МКА, в предположении того, что ДМ устанавливаются по ребрам четырехгранной пирамиды (рис. 2), представим матрицу направляющих косинусов в следующем виде:

$$M = \begin{bmatrix} -k_1 \sin \beta \sin \alpha & k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_3 \cos \beta \\ k_1 \sin \beta \sin \alpha & k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_3 \cos \beta \\ k_1 \sin \beta \sin \alpha & -k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_3 \cos \beta \\ -k_1 \sin \beta \sin \alpha & -k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_3 \cos \beta \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где k_1, k_2, k_3 – масштабные коэффициенты, учитывающие несимметричность МКА;

M – матрица направляющих косинусов, определяющая взаимное расположение осей приложения управляющих моментов ДМ и ССК МКА.

В схеме установки, представленной на рис.2, искомыми параметрами являются углы α и β , определяющие положение оси вращения ДМ_i, $i = \overline{1,4}$. Для определения значений углов воспользуемся критерием оценки эффективности применения схемы, основанном на анализе следа корреляцион-

ной матрицы ошибок результирующего вектора управляющих моментов:

$$\text{Sp}D = \sum_{i=1}^3 d_{ij}, \quad (2)$$

где $D = [M^T M]^{-1}$ – корреляционная матрица.

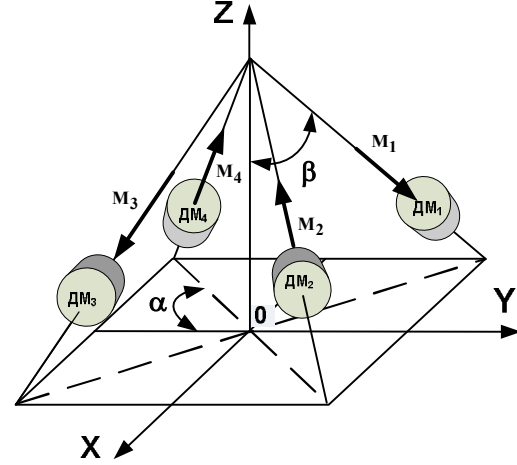


Рис. 2. Расположение ДМ по ребрам четырехгранной пирамиды

Используя матрицу направляющих косинусов (1) и выражение для следа (2), определяем след корреляционной матрицы ошибок результирующего вектора управления:

$$\text{Sp} \left(D = [M^T M]^{-1} \right) = \frac{1}{(2k_1 \sin \beta \sin \alpha)^2} + \frac{1}{(2k_2 \sin \beta \cos \alpha)^2} + \frac{1}{(2k_3 \cos \beta)^2}. \quad (3)$$

Поскольку аналитическая зависимость следа (3) представляет собой сумму гиперболических функций, значит ее экстремум совпадает с ее минимумом.

Определим экстремумы функции следа (3) для условий $\partial F / \partial \alpha = 0 \cup \partial F / \partial \beta = 0$:

$$\frac{\partial F}{\partial \alpha} = -\frac{\cos \alpha}{2k_1^2 \sin^2 \beta \sin^3 \alpha} + \frac{\sin \alpha}{2k_2^2 \sin^2 \beta \cos^3 \alpha} = 0; \quad (4)$$

$$\frac{\partial F}{\partial \beta} = -\frac{\cos \beta}{2k_1^2 \sin^3 \beta \sin^2 \alpha} - \frac{\cos \beta}{2k_2^2 \sin^3 \beta \cos^2 \alpha} + \frac{\sin \beta}{2k_3^2 \cos^3 \beta} = 0. \quad (5)$$

Выполнив ряд преобразований с (4) – (5), получены аналитические значения для определения углов установки ДМ в избыточном схеме:

$$\alpha = \arctg \left(\sqrt{\frac{k_2}{k_1}} \right); \quad \beta = \arctg \left(\sqrt[4]{\frac{k_3^2 (k_1 + k_2)^2}{k_1 k_2^2}} \right). \quad (6)$$

Значения параметров деформации области управления k_i $i = \overline{1,3}$, определяются параметрами, характеризующими степень несимметричности – видом и значениями тензора инерции МКА. Для случая, когда тензор инерции имеет диагональный вид и выполняется условие не равенства его диагональных элементов ($I_x \neq I_y \neq I_z$), в качестве базового значения момента инерции МКА принят момент инерции МКА относительно оси Ox ССК. При условии равенства динамических возможностей МКА относительно всех осей ССК $\left(\frac{M_x}{I_x} = \frac{M_y}{I_y} = \frac{M_z}{I_z}\right)$ масштабные коэффициенты приняты в виде следующих значений:

$$k_1 = 1; k_2 = \left(\frac{I_x}{I_y}\right)^2; k_3 = \left(\frac{I_x}{I_z}\right)^2, \quad (7)$$

где I_x , I_y , I_z – моменты инерции МКА относительно осей Ox , Oy и Oz ССК МКА, соответственно.

Путем подстановки (6) в (4) – (5) получены выражения для определения углов установки ДМ:

$$\alpha = \arctg\left(\frac{I_x}{I_y}\right); \beta = \arctg\left(\sqrt{\frac{I_x + I_y}{I_z}}\right). \quad (8)$$

Таким образом, получены параметры установки минимально избыточного количества ДМ на несимметричном МКА. Расположение ДМ на несимметричном МКА, под углами, определяемыми зависимостями (7) – (8), позволяет распределять результирующий момент управления по осям ССК с МКА в таком соотношении, как соотносятся главные моменты инерции МКА.

Для подтверждения работоспособности предложенной схемы определим оптимальные углы установки ДМ при полном отказе произвольного исполнительного органа.

3. Определение установочных углов ДМ в схеме «четырёхгранная пирамида», при полном отказе одного из ДМ

Для определения оптимальных углов установки ДМ в случае использования пирамидальной схемы, несимметричного МКА, при полном отказе одного ДМ, рассмотрим матрицу направляющих косинусов следующего вида:

$$M = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ k_1 \sin \beta \sin \alpha & k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_3 \cos \beta \\ k_1 \sin \beta \sin \alpha & -k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_3 \cos \beta \\ -k_1 \sin \beta \sin \alpha & -k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_3 \cos \beta \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Для определения следа корреляционной матрицы ошибок результирующего вектора реактивного момента, определим матрицу, обратную (9):

$$M^T = \begin{bmatrix} 0 & k_1 \sin \beta \sin \alpha & k_1 \sin \beta \sin \alpha & -k_1 \sin \beta \sin \alpha \\ 0 & k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_2 \sin \beta \cos \alpha \\ 0 & -k_3 \cos \beta & -k_3 \cos \beta & -k_3 \cos \beta \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Перемножая матрицы (9) и (10), получим корреляционную матрицу ошибок:

$$D = [M^T M]^{-1} = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{13} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} \end{bmatrix}, \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \text{где } d_{11} &= \frac{1}{2(k_1 \sin \beta \sin \alpha)^2}; \quad d_{12} = -\frac{1}{2k_1 k_2 \sin^2 \beta \sin 2\alpha}; \\ d_{13} &= \frac{1}{2k_1 k_3 \sin 2\beta \sin \alpha}; \quad d_{21} = -\frac{1}{2k_1 k_2 \sin^2 \beta \sin 2\alpha}; \\ d_{22} &= \frac{1}{2(k_2 \sin \beta \cos \alpha)^2}; \quad d_{23} = -\frac{1}{2k_2 k_3 \sin 2\beta \cos \alpha}; \\ d_{31} &= \frac{1}{2k_1 k_3 \sin \beta \sin 2\alpha}; \quad d_{32} = -\frac{1}{2k_2 k_3 \sin 2\beta \cos \alpha}; \\ d_{33} &= \frac{1}{2(k_3 \cos \beta)^2}. \end{aligned}$$

С учетом (2) след матрицы (21) равен:

$$F = \text{Sp} D = \frac{1}{2(k_1 \sin \beta \sin \alpha)^2} + \frac{1}{2(k_2 \sin \beta \cos \alpha)^2} + \frac{1}{2(k_3 \cos \beta)^2}. \quad (12)$$

Полученная функция следа матрицы (12), аналогична функции следа для 4-х работоспособных ДМ (3). Следовательно, минимальные значения следа матрица (12) принимает при углах установки равных (7) – (8). Как и для случая симметричного МКА [5], зависимости (3) и (12) отличны только масштабными коэффициентами, которые показывают, что при отказе одного из ДМ след матрицы увеличивается, что соответствует ухудшению распределения результирующего управляющего момента по осям связанной с МКА системы координат. Кроме того, если в (7) и (8) подставить значения главных моментов инерции, характеризующих симметричный МКА ($I_x = I_y = I_z$), то получим значения углов, аналогичные углам установки, полученных в [5]:

$$\beta = \arctg(\sqrt{2}) = 54,735^\circ \approx 55^\circ; \alpha = 45^\circ. \quad (13)$$

Для доказательства рациональности применения пирамидальной схемы установки, проанализируем установку ДМ по стандарту NASA.

4. Компонировка минимально-избыточного в схеме NASA

Схема установки четырех ДМ по стандарту NASA, представлена на рис. 3 [1]. В соответствии с этой схемой три основных ДМ устанавливаются по осям связанной системы координат (ССК), а четвертый должен быть установлен так, чтобы вектор его реактивного момента был направлен под определенными углами к осям ССК.

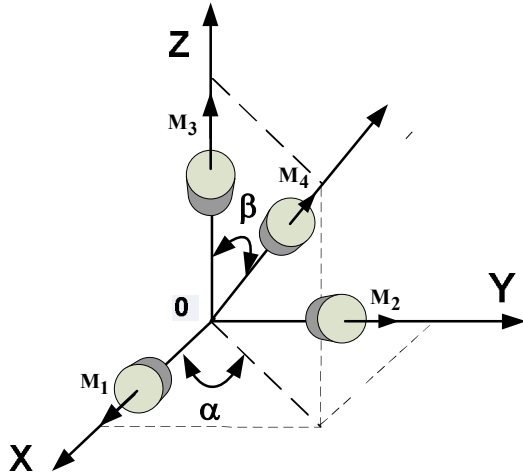


Рис. 3. Схема установки ДМ по стандарту NASA

Для схемы расположения представленной на рис. 3, матрица направляющих косинусов имеет вид:

$$M = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \sin \beta \cos \alpha & \sin \beta \sin \alpha & \cos \beta \end{bmatrix}, \quad (14)$$

а след корреляционной матрицы, не зависимо от углов установки избыточного ДМ, равен:

$$\text{SpD} = 2.5. \quad (15)$$

Значения следа (15) получено для случая симметричного МКА и при условии, что все ДМ работоспособны. Определим параметры установки ДМ и след корреляционной матрицы для случая несимметричного МКА.

Как и для пирамидального расположения ДМ учитываем несимметричность спутника путем введения соответствующих деформирующих коэффициентов в матрицу направляющих косинусов (14):

$$M = \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \\ k_1 \sin \beta \cos \alpha & k_2 \sin \beta \sin \alpha & k_3 \cos \beta \end{bmatrix}, \quad (16)$$

тогда след корреляционной матрицы с равен:

$$F = \text{SpD} = \frac{(k_2^2 k_3^2 + k_3^2)(1 + \cos^2 \beta + \sin^2 \beta \sin^2 \alpha)}{2k_2^2 k_3^2} + \frac{k_2^2(1 + \sin^2 \beta)}{2k_2^2 k_3^2}. \quad (17)$$

Для значения следа корреляционной матрицы очевиден тот факт, что чем меньше это значение, тем приемлемей распределение управляющего момента по осям связанной с МКА системой координат. Используя известные методы дифференцирования функций многих переменных, определяем экстремум функции (5), приравняв частные производные функции следа по параметрам α, β к нулю:

$$\frac{\delta F}{\delta \alpha} = \frac{(k_2^2 k_3^2 + k_3^2) \sin^2 \beta \cos \alpha}{k_2^2 k_3^2} = 0; \quad (18)$$

$$\frac{\delta F}{\delta \beta} = \frac{(k_2^2 + 1)(\sin \beta \cos \beta \sin^2 \alpha - \cos \beta \sin \beta)}{2k_2^2} + \frac{\sin \beta \cos \beta}{2k_3^2} = 0. \quad (19)$$

Тождества (18) – (19) справедливы при углах установки не коллинеарного ДМ, удовлетворяющего следующим условиям:

$$\forall \beta = 0, \quad \frac{\delta F}{\delta \alpha} = \frac{\delta F}{\delta \beta} = 0; \quad (20)$$

$$(\beta = 90^\circ) \wedge \left(\alpha = \arccos \left(\frac{k_2}{k_3 \sqrt{1 + k_2^2}} \right) \right), \quad \frac{\delta F}{\delta \alpha} = \frac{\delta F}{\delta \beta} = 0. \quad (21)$$

Полученные значения углов, обеспечивающих выполнения равенств (18) – (19), указывают на тот факт, что располагать избыточный не коллинеарный осям связанной ССК МКА ДМ в схеме установки NASA, необходимо таким образом, чтобы ось его вращения совпадала (либо была близкой) к оси максимального значения момента инерции. Выполнение этого условия, при расположении избыточного количества ДМ по стандарту NASA, исключает возможность его применения для компенсации и формирования дополнительного реактивного момента относительно других осей ССК МКА. Этот факт определяет необходимость расположения ДМ иными способами, что еще раз доказывает целесообразность расположения ДМ на гранях четырехгранной пирамиды.

Для полноты картины о свойствах избыточного схемы установки NASA, получим желаемые углы установки не коллинеарного ДМ при возникновении различных комбинаций полных отказов произвольного ДМ. Несложно показать, что при нахождении углов установки неколлинеарного ДМ схемы NASA,

для случая выхода из строя одного из коллинеарных осей ССК МКА ДМ, независимо от параметров симметрии МКА, получаем параметры установки неколлинеарного ДМ, аналогичные значениям при номинальном функционировании. При этом полученные результаты показывают, что для обеспечения минимального значения дисперсионной матрицы не коллинеарный ДМ необходимо располагать таким образом, чтобы ось вращения резервного ДМ совпадала с осью вращения отказавшего. Таким образом, получаем три различных условия установки не коллинеарного ДМ, что невозможно реализовать на борту МКА.

Исходя из того, что выражения для следа матрицы имеют различный вид для различных вариантов отказов основных ДМ схемы NASA, проанализируем эту схему с точки зрения минимума суммы следов дисперсионных матриц для всех трех возможных случаев одиночных полных отказов основных ДМ схемы NASA, устанавливаемой на симметричном спутнике. Аналитическая зависимость следа дисперсионной матрицы в этом случае будет иметь вид:

$$F = \sum_{i=3}^3 \text{Sp}D_i = 6 + \frac{1 + \cos^2 \beta + \sin^2 \beta \sin^2 \alpha}{\sin^2 \beta \cos^2 \alpha} + \frac{1 + \cos^2 \beta + \sin^2 \beta \cos^2 \alpha}{\sin^2 \beta \sin^2 \alpha} + \frac{1 + \sin^2 \beta}{\cos^2 \beta}. \quad (22)$$

Частные производные зависимости (22) по соответствующим аргументам, равны:

$$\frac{\delta F}{\delta \alpha} = \frac{\sin^4 \alpha - \cos^4 \alpha}{\sin^2 \beta \sin^3 \alpha \cos^3 \alpha}, \quad \frac{\delta F}{\delta \beta} = \frac{\sin^4 \beta - 4 \cos^4 \beta}{\sin^3 \beta \cos^3 \beta}. \quad (23)$$

Минимумы функций (23) достигают при следующих значениях аргументов:

$$\alpha = \arg \min_{\alpha} \left(\frac{\partial F}{\partial \alpha} = \frac{\sin^4 \alpha - \cos^4 \alpha}{\sin^2 \beta \sin^3 \alpha \cos^3 \alpha} \right) = 45^\circ; \quad (24)$$

$$\beta = \arg \min_{\beta} \left(\frac{\partial F}{\partial \beta} = \frac{\sin^4 \beta - 4 \cos^4 \beta}{\sin^3 \beta \cos^3 \beta} \right) \approx 55^\circ. \quad (25)$$

Воспользуемся суммарным критерием для определения углов установки избыточного ДМ в схеме NASA, для случая несимметричного спутника при отказах основных ДМ. Суммарное значение следа ковариационной матрицы будет определяться по следующей аналитической зависимости:

$$F = \sum_{i=1}^3 \text{Sp}D_i = 2 + \frac{2}{k_2^2} + \frac{2}{k_3^2} + \frac{1 + \cos^2 \beta + \sin^2 \beta \sin^2 \alpha}{\sin^2 \beta \cos^2 \alpha} + \frac{1 + \cos^2 \beta + \sin^2 \beta \cos^2 \alpha}{k_2^2 \sin^2 \beta \sin^2 \alpha} + \frac{1 + \sin^2 \beta}{k_3^2 \cos^2 \beta}. \quad (26)$$

Как и для случая симметричного спутника, определим частные производные следа (26) по аргументам α и β :

$$\frac{\delta F}{\delta \alpha} = \frac{k_2^2 \sin^4 \alpha - \cos^4 \alpha}{k_2^2 \sin^2 \beta \sin^3 \alpha \cos^3 \alpha} = 0; \quad (27)$$

$$\frac{\delta F}{\delta \beta} = \frac{k_2^2 \sin^4 \beta \sin^2 \alpha - k_3^2 \cos^4 \beta (1 + k_2)}{k_2^2 k_3^2 \sin^3 \beta \cos^3 \beta \sin^2 \alpha} = 0. \quad (28)$$

Очевидно, что функции (27) – (28) равны минимуму, если выполняемы условия:

$$\alpha = \arg \min_{\alpha} \left(\frac{\partial F}{\partial \alpha} \right) = \arctg \left(\frac{1}{k_2} \right) = \arctg \left(\frac{I_y}{I_x} \right); \quad (29)$$

$$\beta = \arg \min_{\beta} \left(\frac{\partial F}{\partial \beta} \right) = \arctg \left(\sqrt[4]{\frac{k_3^2 (k_1 + k_2)^2}{k_1 k_2^2}} \right) = \arctg \left(\sqrt{\frac{I_x + I_y}{I_z}} \right). \quad (30)$$

Очевидно, что полученные углы установки несоосного ДМ схемы NASA идентичны углам установки ДМ в схеме «четырёхгранная пирамида».

Заключение

Проведен сравнительный анализ оптимальных углов установки неколлинеарного ДМ в схеме NASA при отказе произвольного основного ДМ для случая симметричного (24) – (25) и несимметричного (29) – (30) МКА с оптимальными углами установки ДМ в пирамидальной схеме, в случае номинального функционирования и при отказе произвольного ДМ для случая симметричного МКА (13) и несимметричного МКА (6). Определено, что углы установки для различных минимально-избыточных компоновочных схем при возникновении полных отказов произвольного ДМ идентичны. Полученный результат свидетельствует о целесообразности использования минимально избыточной пирамидальной схемы установки ДМ. Данная компоновка позволяет:

1. Формировать выпуклую пространственную фигуру допустимого управления, образуемую движением результирующего управляющего момента, близкую по форме к эллипсоиду инерции МКА.

2. Гибко обеспечивать требования к динамическим возможностям МКА как в номинальном так и в аварийном режимах работы исполнительных органов.

3. Диагностировать и восстанавливать частичные и полные отказы ДМ в режиме реального времени.

4. Парировать полные отказы, причем количество полных отказов определяется количеством резервных (избыточных) ДМ.

Литература

1. Российский космический бюллетень. – 2009. – Т. 5. – № 4.
2. Игнатов А.И. Анализ динамических возможностей систем управления малым космическим аппаратом, построенных на базе двигателей-маховиков / А.И. Игнатов, А.А. Давыдов, В.В. Сазонов. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2005. – 30 с.
3. Моментные характеристики минимально избыточной системы электродвигателей-маховиков / А.Н. Аронзон, А.Д. Бельский, В.Н. Васильев

и др. // Труды ВНИИЭМ. – М., 2005. – Т. 102. – С. 116-125.

4. Исследование свойств избыточных систем электродвигателей-маховиков / А.Д. Бельский, В.Н. Васильев, М.Ю. Лебедева и др. // Труды ВНИИЭМ. – М., 2005. – Т. 102. – С. 93-106.

5. Лученко О.А. Формирование избыточного блока двигателей-маховиков системы ориентации и стабилизации симметричного малогабаритного космического аппарата / О.А. Лученко, А.Н. Таран, С.Н. Фирсов // *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. – 2010. – №. 6 (73). – С. 44-48.

Поступила в редакцию 1.12.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. информатики А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ КОМΠΑНОВКИ ДВИГУНІВ-МАХОВИКІВ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ І СТАБІЛІЗАЦІЇ НЕСИМЕТРИЧНОГО МАЛОГАБАРИТНОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТА

О.О. Лученко, О.М. Таран, С.М. Фирсов, В.М. Постников

У статті відображена необхідність та актуальність застосування надлишкових схем електромеханічних виконавчих органів для вирішення завдань орієнтації та стабілізації малих не симетричних космічних апаратів. Також показано, що відсутня альтернатива застосування в якості виконавчих механізмів двигунів маховиків, які за ресурсними та точнісними показниками у багато разів перевершують інші виконавчі органи. Отримано аналітичні співвідношення, що дозволяють визначити необхідні параметри двигунів маховиків, а також параметри схеми компоновки електромеханічних виконавчих органів з мінімальною структурною надмірністю. Отримано підхід до оцінювання ефективності застосування тієї чи іншої компоновки двигунів маховиків, заснований на оцінці сліду кореляційної матриці помилок моментів управління.

Ключові слова: надмірність, двигуни-маховики, матриця напрямних косинусів, відмова.

DETERMINATION OF THE PARAMETERS OF MOTOR-FLYWHEEL INSTALLATION OF ORIENTATION AND STABILIZATION OF SMALL-SIZED NOT SYMMETRIC SPACECRAFT

O.A. Luchenko, A.N. Taran, S.N. Firsov, V.N. Postnikov

The article reflects the need and relevance of the use of redundant circuits of reaction wheels executive bodies to solve the problems of orientation and stabilization of small spacecraft is not symmetric. Also shows that there is no alternative to use as actuators engine flywheel, which are resource and precision indicators are much greater than other executive bodies. Analytical relations for determining the necessary parameters of the engine flywheel and the parameters of assembly scheme of reaction wheels executive bodies with a minimum of structural redundancy. Received an approach to evaluation of the effectiveness of a particular of reaction wheels layout, which is based on an estimate of the trace of the correlation matrix of the errors of moments management.

Key words: redundancy, engines, reaction wheels, directing cosine matrix, fault.

Лученко Олег Алексеевич – доцент кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Генеральный директор – Главный конструктор ОАО «Хартрон-Плант», Харьков, Украина.

Таран Александр Николаевич – ассистент кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Фирсов Сергей Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Постников Владимир Николаевич – доцент кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 358.4 : 656.7

Р.В. ХРАЩЕВСЬКИЙ

ДП «Центральний науково-дослідний інститут навігації і управління», Київ, Україна

ПРИНЦИПИ ВИБОРУ МЕТОДІВ ВИЯВЛЕННЯ ПРОБЛЕМНИХ СИТУАЦІЙ ТА ФОРМУВАННЯ МОДЕЛІ АДАПТИВНО-СКООРДИНОВАНОЇ СИСТЕМИ ПЛАНУВАННЯ ПОВІТРЯНОГО ПРОСТОРУ

Визначені основні принципи вибору методів для виявлення проблемних ситуацій та способи їх застосування для забезпечення збалансованості принципів; сформована модель адаптивно-скоординованої системи планування повітряного простору. Ведення механізму адаптації та механізму координації в системі планування повітряного простору забезпечує на ряду з параметричною модифікацією повітряного простору і структурну його перебудову, що забезпечує ефективне використання повітряного простору в умовах впровадження Концепції «вільного використання повітряного простору».

Ключові слова: класифікація, повітряний простір, проблемні ситуації, координація.

Обґрунтування актуальності дослідження та аналіз літератури

Формування моделі адаптивно-скоординованої системи планування повітряного простору викликає не часом і намаганням ефективно використовувати наявний повітряний простір; визначити нові параметричні, а при неможливості нові структурні зміни в топології повітряного простору при впровадженні Концепції «вільного використання повітряного простору». Значний внесок у дослідження теорії зазначеного питання зробили такі вчені як У.Р. Ешбі, М. Вінер, С. Бір, Е. П. Голубков, В.Н. Фомін, М. Месарович, Д. Мако, І. Такахара, А. Рапопорт, У. Маккаллох, М. Блом, Л. Вербік, Дж. Коуен, Л. Льофгрєн, Г. Паск та багато інших. Зазначені вчені, в основному досліджували питання адаптивності складних технічних систем, а адаптивність системи планування де за прийняття рішення відповідає людина є не достатньо вивчені.

Метою даної статті є визначення основних принципів вибору методів виявлення проблемних ситуацій та формування моделі адаптивно-скоординованої системи планування повітряного простору.

Основний матеріал дослідження

Вибір методів у процесі проектування й реалізації механізмів виявлення проблемних ситуацій (ПрС), що виникають у системі планування повітряного простору (СПП) внаслідок змін умов зовнішнього Y і внутрішнього X її середовища, може проводитися на основі наступних основних принципів:

- практичної застосовності;
- вартості використання методу;

- величини й форми виходу, що одержуємо при застосуванні методу;
- вірогідності методу;
- стабільності методу;
- збалансованості даного методу з іншими методами [1, 2].

Практична застосовність методу полягає у використанні його для виявлення проблемних ситуацій при заданих умовах (зовнішнього й внутрішнього середовища) і існуючих обмеженнях. Якщо попередній аналіз ПрС показує, що умови, необхідні для афективного застосування певних методів для її якісного виявлення, не виконуються або не можуть бути виконані, то дані методи повинні бути виключені з розгляду. Крім того, можуть виникнути обмеження, які вплинуть на можливість застосування того або іншого методу. Основним із сукупності можливих обмежень є обмеження в часі, що трапляється на виявлення проблемних ситуацій: час виявлення проблемних ситуацій не повинен перевершувати час T^* , наявний для її виявлення.

Іншим важливим обмеженням є недостатній рівень кваліфікації особового складу для використання ряду методів рішення проблем (кореляційного аналізу, факторного аналізу, математичного й імітаційного моделювання й т.д.), що приводить до неминучого скорочення множини альтернативних рішень і, відповідно, до зниження можливостей для ефективного вирішення ПрС, що виникають у процесі функціонування СПП.

Другим принципом вибору методів виявлення проблемних ситуацій є вартість використання методу. Вартість застосування методу, у загальному випадку, повинна бути менше, ніж вартість виходу, що виходить від застосування обраного методу.

Ефективність застосування методу виявлення проблемних ситуацій є третім показником при виборі методів рішення.

Четвертим принципом, яким варто враховувати при виборі методів виявлення ПрС, є методом, що забезпечує рівень вірогідності. Коли вірогідність заздалегідь відома, ступінь невизначеності або ризику зменшується, і командування може віддати перевагу методу, ефективність якого не є максимальною, але має необхідний ступінь вірогідності (припустимий ризик).

Наступним принципом вибору методів виявлення проблемних ситуацій є стабільність, тобто тривалість його використання в СППП.

При оцінці стабільності в процесі вибору методу варто враховувати можливу зміну структури взаємозв'язків між елементами зовнішнього середовища Y , внутрішнього середовища X і елементами зовнішнього Y і внутрішнього X середовища, що може зажадати безперервної його модифікації. Тому при наявності динамічної ситуації виявляється задовільним вибір менш оптимального, але більше стабільного методу.

Заключним принципом відбору методів для процесів виявлення ПрС є збалансованість методів. Дана вимога змушує використовувати для різних етапів процесів взаємно сумісні методи. Це пов'язано з тим, що якість виявлення проблемних ситуацій не може бути вище того, яка обумовлюється найменш ефективним методом, що використовується (або може бути використаний) на кожному з етапів її виявлення. Так, якщо в процесі виявлення проблемних ситуацій використовуються примітивні методи збору й систематизації даних, то на наступних етапах не слід використовувати досить складні математичні методи.

Розглянемо тепер, яким способом варто застосовувати перераховані шість принципів для вибору методів. Звичайно, як показує аналіз, ідуть на компроміс між вимогами пропонованих принципів. Щоб, наприклад, домогтися більше високої вірогідності, доводиться погоджуватися з більш високою вартістю методу. Однак вимоги застосовності й збалансованості повинні бути виконані до того, як будуть розглянуті інші чотири вимоги, оскільки вони є обмеженнями стосовно іншим. Таким чином, забезпечивши застосовність і збалансованість,

варто переходити до розгляду інших принципів відбору методів.

Підводячи підсумок механізмів виявлення проблемних ситуацій можна сформулювати модель адаптивно-скоординованої системи планування повітряного простору, в якій по функціональному признаку буде відсутня проблема формування рішень щодо розподілу повітряного простору в умовах впровадження Концепції «вільного використання повітряного простору» так як в дану модель будуть інтегровані механізми адаптації до умов обстановки, що постійно змінюється на основі принципів адаптації системи планування та механізму координації всіх споживачів повітряного простору в об'єднаній цивільно-військовій системі планування повітряного простору.

На рис. 1 представлена узагальнена функціональна схема адаптивно-скоординованої системи планування повітряного простору сутність роботи якої полягає у наступному. Заявки споживачів повітряного простору надходять у систему планування повітряного простору. В залежності від типу заявки вона може прийти на різний етап планування повітряного простору (стратегічний, перед тактичний, тактичний).

По функціональній схемі всі заявки повинні пройти механізм виявлення проблемних ситуацій. Який на основі інформації, що надходить до нього по каналах зворотнього зв'язку щодо поточного використання повітряного простору та змодельованого повітряного простору по вже прийнятих в роботу заявок виявляє тип проблемної ситуації і визначає напрямки їх вирішення.

Визначені проблемні ситуації попадають в механізми координації та адаптації. У відповідності до

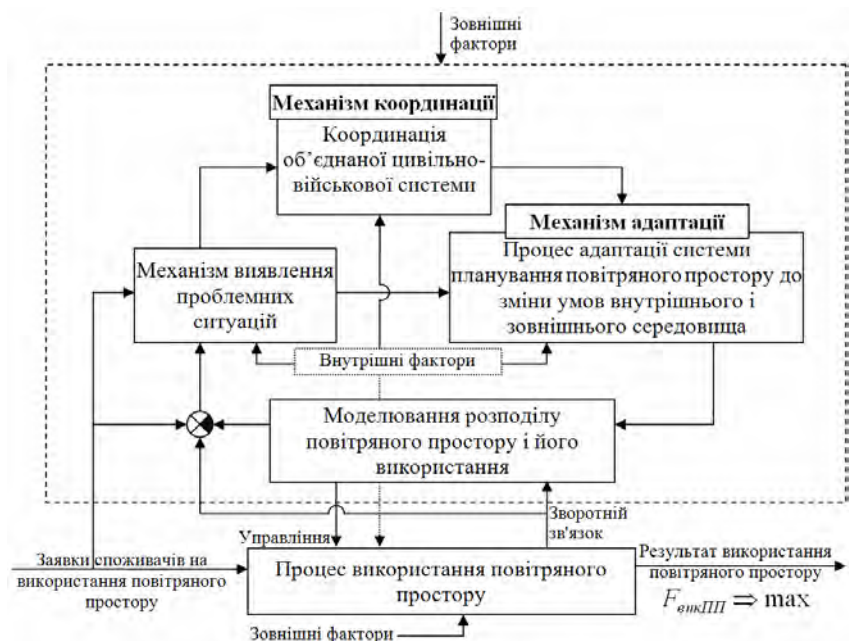


Рис. 1. Узагальнена функціональна схема адаптивно-скоординованої системи планування повітряного простору

прийнятого критерію розподілу повітряного простору механізм координації здійснює координацію цілей розподілу повітряного простору між експлуатантами державних ПС, експлуатантами цивільних ПС та іншими користувачами повітряного простору щодо головного завдання, що визначене критерієм використання повітряного простору $F_{\text{викПП}}$. Механізм адаптації системи планування повітряного простору здійснює структурну перебудову повітряного простору з урахуванням існуючої системи розподілу, заявок що надійшли на тактичний етап планування повітряного простору (етап використання повітряного простору). У загальному сутність роботи механізму адаптації системи планування повітряного простору полягає у тому, щоб з використанням методу синтезу дискретних адаптивних регуляторів та методу рекурентних цільових нерівностей визначити необхідність переходу від параметричної адаптації повітряного простору (при виході на критичні значень кількісних показників повітряного руху) до умов, що складаються на даний момент часу (впливу зовнішніх і внутрішніх факторів) до структурної перебудови повітряного простору та оцінки адаптації СППП до нових умов.

Висновки

Визначені основні принципи вибору методів виявлення проблемних ситуацій та сформована модель адаптивно-скоординованої системи планування повітряного простору, в якій по функціональному признаку відсутня проблема формування рішень щодо розподілу повітряного простору в умовах впровадження Концепції «вільного використання повітряного простору» через введення в модель механізму адаптації до умов обстановки, що постійно змінюється та механізму координації всіх споживачів повітряного простору в об'єднаній цивільно-військовій системі планування повітряного простору.

Література

1. Дружинин В.В. Идея, алгоритм, решение / В.В. Дружинин, Д.С. Конторов. – М.: Воениздат, 1972. – 326 с.
2. Пападимитрау Х. Комбинаторная оптимизация: алгоритмы и сложность: пер. с англ. / Х. Пападимитрау, К. Стайглиц. – М.: Мир, 1985. – 512 с.

Надійшла до редакції 2.02.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., професор кафедри забезпечення життєдіяльності О.В. Барабаш, Національний авіаційний університет, Київ.

ПРИНЦИПЫ ВЫБОРА МЕТОДОВ ВЫЯВЛЕНИЯ ПРОБЛЕМНЫХ СИТУАЦИЙ И ФОРМИРОВАНИЕ МОДЕЛИ АДАПТИВНО-СКООРДИНИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПЛАНИРОВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА

Р.В. Хращевский

Определены основные принципы выбора методов для выявления проблемных ситуаций и способа их применения для обеспечения сбалансированности принципов; сформирована модель адаптивно-скоординированной системы планирования воздушного пространства. Введение механизма адаптации и механизма координации в систему планирования воздушного пространства обеспечивает наряду с параметрической модификацией воздушного пространства и структурную его перестройку, которая обеспечивает эффективное использование воздушного пространства в условиях внедрения Концепции «свободного использования воздушного пространства».

Ключевые слова: классификация, воздушное пространство, проблемные ситуации, координация.

PRINCIPLES OF SELECTION OF METHODS FOR IDENTIFYING PROBLEM SITUATION AND MODEL GENERATION ADAPTIVE-COORDINATED SYSTEM OF AIRSPACE PLANNING

R.V. Khrashchevskiy

Certain basic principles of choice of methods to identify problem situations and how they are used for balancing the principles, to form a model of adaptive-coordinated planning of airspace. Introduction of a mechanism adaptation and coordination mechanism in the planning system provides the air space along with a parametric modification of the air space and its structural adjustment, which ensures the efficient use of airspace in introducing the concept of "free use of airspace."

Key words: classification, airspace, problem situations, coordination.

Хращевський Рімвідас Вілімович – канд. військ. наук, доцент, провідний науковий співробітник Державного підприємства «Центральний науково-дослідний інститут навігації і управління», Київ, Україна, e-mail: rimvid@ukr.net.

УДК 629.7.03.004.67

П.Ш. АБДУЛЛАЕВ, А. Дж. МИРЗОЕВ, Э.А. АБДУЛЛАЕВ, Т.В. ТАХИРИ

Национальная академия авиации, Баку, Азербайджан

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АГТД МЕТОДАМИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ СТАТИСТИКИ И НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

Предложена методика диагностирования авиационных газотурбинных двигателей на комплексной основе, базирующаяся на математическом моделировании, математической статистике, различных типах нейронных сетей (НС) с прямым распространением сигнала и булевой алгебры. Рассмотрены основные этапы реализации предложенной системы диагностирования технического состояния авиационных газотурбинных двигателей (АГТД) на основе математической статистики и различных типов НС с прямым распространением сигнала. Разработаны и научно обоснованы алгоритмы принятия решений о дальнейшей эксплуатации двигателя по результатам идентификации технического состояния АГТД методами математической статистики и различных типов НС с прямым распространением сигнала. Проведены эксперименты по практическому применению предложенной системы диагностирования на основе реальных неисправностей двигателя RB211-535E4, где были получены устойчивые результаты.

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель, техническое состояние, диагностирование, математическая статистика, нейронная сеть с прямым распространением сигнала.

Введение

Высокие темпы развития гражданской авиации и превращение ее в массовый вид транспорта придают особую актуальность проблемам повышения эффективности использования летательных аппаратов, обеспечения высокой безопасности воздушных перевозок и сокращения эксплуатационных расходов. Успешное решение этих проблем тесно связано с необходимостью постоянного совершенствования процессов технической эксплуатации авиационной техники (АТ), что, в свою очередь, выражается в переходе системы технического обслуживания и ремонта (ТО и Р) к стратегии по состоянию. Приоритетным направлением формирования программы ТО и Р по состоянию является разработка эффективной параметрической системы диагностирования АТ, основной задачей которой является определение текущего состояния и прогнозирование изменения ее в зависимости от наработки [1, 2].

Одним из изделий АТ, техническое состояние (ТС) которого в значительной степени определяет уровень безопасности и регулярности полетов, является авиационный газотурбинный двигатель (АГТД). Опыт эксплуатации западной и российской АТ показывает, что значительное количество отказов и неисправностей приходится на АГТД [18], что обуславливает необходимость организации рациональной системы диагностирования ТС АГТД.

Особую остроту проблема диагностирования ТС АГТД приобретает с поступлением в эксплуата-

цию новых поколений двигателей, которые, помимо высоких энергетических и экономических характеристик, отличаются высокой нагруженностью конструктивных элементов, повышенной чувствительностью к условиям эксплуатации и обладают высокой стоимостью [3, 4].

В настоящее время потенциалы внедренных в практику технической эксплуатации систем диагностирования ТС АГТД сильно ограничены, в основном, степенью универсальности, автоматизации и полнотой диагностирования как для морально и физически устаревших типов двигателей, так и для новых поколений [4, 5]. При этом обеспечение требуемого уровня оперативности, универсальности и полноценности диагностирования представляется возможным путем внедрения комплексной системы, позволяющей производить мониторинг и обработку информации в полете (в режиме реального времени – онлайн-режим) с дальнейшим углубленным анализом (на основе параметрических и физических методов) на земле (оффлайн-режим). В полной степени комбинация «онлайн-оффлайн» стратегии диагностирования ТС АГТД может быть реализована для двигателей новых поколений со встроенными автоматизированными средствами регистрации полетной информации [6]. Что касается двигателей ранних поколений, количество параметров ответственных узлов и подсистем которых сильно ограничиваются, целесообразно диагностировать ТС АГТД по оффлайн-стратегии на основе параметров, регулярно зарегистрированных ручным регистратором в текущей эксплуатации.

При онлайн-овой стратегии диагностирования ТС АГТД полное выявление и локализация вероятных неисправностей узлов двигателя возможно в совокупности различных методов и средств диагностирования, так как системы диагностирования, построенные на основе одного классификатора, не смогут в полной мере удовлетворить возрастающие требования, предъявляемые к диагностированию двигателей [7].

Цель и постановка задачи

Целью представленной работы является разработка комплексной системы оценки ТС АГТД, позволяющая объединить разные методы и алгоритмы диагностирования и научно обосновать синтез полученных результатов.

В качестве основы при построении комплексной системы диагностирования ТС АГТД, предлагается использовать методы математической модели объекта, методы математической статистики, нейросетевые методы и булевой алгебры [7]. Предлагаемая комплексная система диагностирования ТС АГТД приведена на рис. 1.

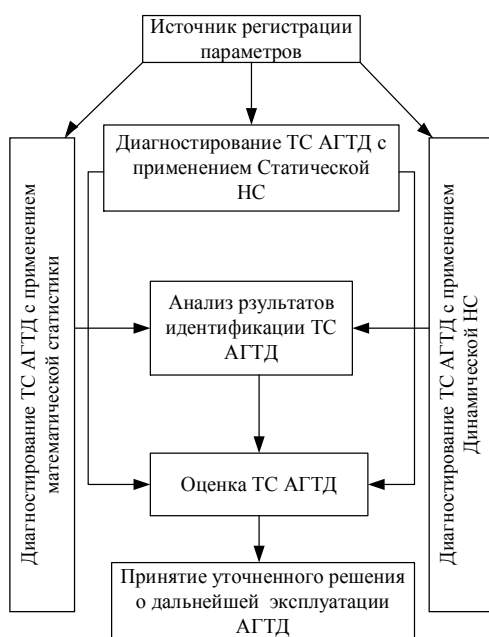


Рис. 1. Обобщенная схема комплексной системы диагностирования ТС АГТД

С целью реализации предложенной комплексной системы диагностирования ТС АГТД рассмотрим отдельные этапы ее формирования. При этом обработке подвергаются значения параметров рабочего процесса авиационного газотурбинного двигателя, которые регистрируются различными средствами, как непосредственно в начале эксплуатации, так и по мере накопления значений регистрируемых параметров.

1. Методика оценки ТС АГТД на основе статической НС с прямым распространением сигнала

Основными этапами формирования подсистемы диагностирования ТС АГТД на основе статической нейронной сети (НС) с прямым распространением сигнала, приведенной на рис. 2, являются:

- формирование банка имплантированных классов однотипных двигателей на основе математической модели (ММ) рабочего процесса АГТД;
- формирование устойчивой архитектуры статической НС с прямым распространением сигнала.

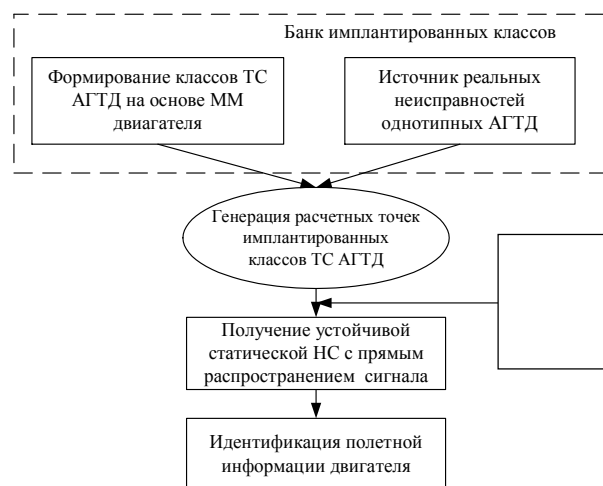


Рис. 2. Блок-схема методики формирования имплантированных классов АГТД

1.1. Формирование имплантированного класса ТС АГТД

Общая схема проведения численного эксперимента с целью получения функциональных признаков имплантированных классов ТС двигателей приведена на рис. 3. Формирование банка имплантированных классов ТС двигателя производится в следующем порядке. При наличии эмпирической (полуэмпирической) ММ двигателя функциональные характеристики имплантированного узла формируются по алгоритму, основанному на отклонении значения основного параметра от предельно допустимых значений, указанных в нормативно-технической документации, на величину Δ :

$$P^O = P_D \pm \Delta, \quad \Delta = (5 \div 10) \% P'_{\text{баз}},$$

где P_D - допустимый верхний и нижний диапазоны основного параметра P^O имплантированного класса двигателя, $P'_{\text{баз}}$ - базовое значение основного параметра, соответствующее исправному состоянию двигателя на крейсерском режиме полета, и подбора перечня вспомогательных параметров на основе ММ двигателя:

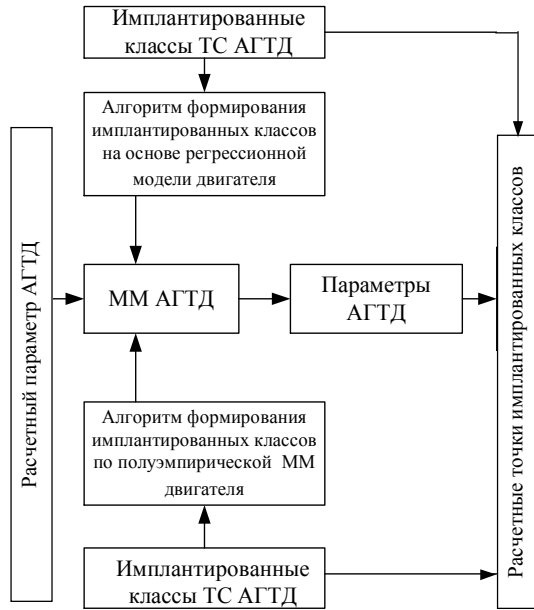


Рис. 3. Обобщенная схема численного эксперимента получения функциональных характеристик в имплантированных классах ТС АГТД

$$P_n^O = f(P_1^{всп}, P_2^{всп}, \dots, P_n^{всп}),$$

где $P_1^{всп}, \dots, P_n^{всп}$ — вспомогательные параметры имплантированного класса ТС АГТД. При этом основной параметр i -й неисправности узла двигателя назначается на основе опыта экспертов и знаний исследователей, а перечень вспомогательных параметров ограничивается возможностями ММ рассматриваемого АГТД. В случае отсутствия эмпирической (полуэмпирической) ММ АГТД рекомендуется построить регрессионную модель двигателя по результатам первых полетов ($N \leq 20$, где N — количество полетов (измерений)) [7]

$$\begin{aligned} (P_1^B)_{N=20} &= a_1 P_1^{BX} + a_2 P_2^{BX} + \dots + a_n P_n^{BX}; \\ (P_2^B)_{N=20} &= b_1 P_1^{BX} + b_2 P_2^{BX} + \dots + b_n P_n^{BX}; \\ (P_3^B)_{N=20} &= c_1 P_1^{BX} + c_2 P_2^{BX} + \dots + c_n P_n^{BX}; \\ &\dots \\ (P_n^B)_{N=20} &= f_1 P_1^{BX} + f_2 P_2^{BX} + \dots + f_n P_n^{BX}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $a, b, c, \dots, f$ — соответствующие коэффициенты уравнений регрессий (коэффициенты влияния); P_n^B и P_n^{BX} — выходной (диагностируемый) и входной параметры уравнения регрессии.

Далее, симулируются отклонения и формируются значения входных параметров в наборе регрессионных уравнений, отвечающих за i -й имплантированный класс неисправности ТС АГТД.

$$P_n^{BX} = P_D \pm \Delta, \quad \Delta = (5 \div 10)\% P_{баз},$$

где P_D — допустимые верхний и нижний диапазоны входного параметра P_n^{BX} , $P_{баз}$ — базовое значение входного параметра, сформированного по первым полетам двигателя на крейсерском режиме ($N \leq 20$).

Далее подставляются значения симулированных входных параметров в уравнение регрессии (1):

$$P_1^C = a_1 P_1^{BX} + a_2 P_2 + \dots + a_n P_n;$$

$$P_2^C = b_1 P_1 + b_2 P_1^{BX} + \dots + b_n P_n;$$

$$P_3^C = c_1 P_1 + c_2 P_2 + \dots + c_n P_n;$$

...

$$P_n^C = q_1 P_1 + q_2 P_2 + \dots + q_n P_1^{BX},$$

где $P_1^C, P_2^C, \dots, P_n^C$ — симулированные значения входных параметров линейных уравнений регрессии. В случае выступления выходного параметра P_n^B уравнения регрессии в качестве симулированного (входного) параметра P_n^{BX} рассматриваемое уравнение исключается из набора (1).

Дополнительным источником формирования банка имплантированных классов ТС двигателя могут служить значения параметров реальных неисправностей, накопленных по мере наработки двигателя. Источником сбора значений параметров реальных неисправностей служат различные средства современного мониторинга и диагностирования ТС АГТД [8]. Полученный набор функциональных признаков имплантированных классов на основе различных источников (модели двигателя и реальные неисправности) генерируется в размере 100 расчетных точек:

$$P_n = f(M(a), S(a)),$$

где $M(a)$ и $S(a)$ — математическое ожидание и среднеквадратичное отклонение значения симулированного параметра P_n^C (при наличии регрессионной модели двигателя) и основного параметра (при наличии эмпирической (полуэмпирической) модели двигателя) АГТД, $f(\bullet)$ — функция, которая возвращает случайные числа и подчиняется нормальному закону распределения с математическим ожиданием

$$M(a) = ((P_n^C, P_n^O)_{\max} + (P_n^C, P_n^O)_{\min}) / 2,$$

$((P_n^C, P_n^O)_{\max}$ и $(P_n^C, P_n^O)_{\min}$ — верхний и нижний диапазоны значений расчетных точек имплантированных классов ТС двигателя) и среднеквадратичным отклонением

$$S(a) = \sqrt{\frac{1}{q-1} \sum_{j=1}^q (P_j - M(a))}, \quad (2)$$

где P_i – значение параметра, соответствующего исправному состоянию двигателя, q – объем выборки параметра исправного состояния.

В результате генерации расчетных точек имплантированных классов ТС АГТД формируются выборки для обучения статической НС с прямым распространением сигнала.

1.2. Методика формирования устойчивой статической НС с прямым распространением сигнала

Основными этапами формирования устойчивой статической НС с прямым распространением сигнала являются: а) корректировка параметров обучения; б) определение необходимого количества нейронов в скрытом слое.

Рассмотрим детали формирования архитектуры статической НС с прямым распространением сигнала:

1. В качестве базовой стратегии обучения статической НС с прямым распространением сигнала применим комбинированный алгоритм, обладающий наилучшей степенью эффективности распознавания расчетных точек [9], в основе которого лежит правило корректировки параметров обучения квази-ньютонового алгоритма Левенберга-Маркварда LM [10, 11]:

$$X_{k+1} = X_k - [H_k + \eta_k I] g_k,$$

где X_k – параметры обучения комбинированного алгоритма на k -й итерации (цикла) обучения, H_k – матрица Якоби первых производных функционала ошибки по настраиваемым параметрам на k -й итерации,

$$H = J^T J = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 e(1)}{\partial w_1^2} & \frac{\partial^2 e(1)}{\partial w_1 \partial w_2} & \dots & \frac{\partial^2 e(1)}{\partial w_1 \partial w_m} \\ \frac{\partial^2 e(2)}{\partial w_2 \partial w_1} & \frac{\partial^2 e(2)}{\partial w_2^2} & \dots & \frac{\partial^2 e(2)}{\partial w_2 \partial w_m} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial^2 e(k)}{\partial w_n \partial w_1} & \frac{\partial^2 e(k)}{\partial w_n \partial w_2} & \dots & \frac{\partial^2 e(k)}{\partial w_n^2} \end{bmatrix},$$

J^T – матрица Гессе ошибки,

$$J^T = \frac{\partial J}{\partial W} = \begin{bmatrix} \frac{\partial e(1)}{\partial w_1} & \frac{\partial e(1)}{\partial w_2} & \dots & \frac{\partial e(1)}{\partial w_m} \\ \frac{\partial e(2)}{\partial w_1} & \frac{\partial e(2)}{\partial w_2} & \dots & \frac{\partial e(2)}{\partial w_m} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial e(k)}{\partial w_1} & \frac{\partial e(k)}{\partial w_2} & \dots & \frac{\partial e(k)}{\partial w_m} \end{bmatrix},$$

e_k – ошибка обучения на k -й итерации,

$$e_k = \frac{1}{2} \sum_{q=1}^Q \sum_{i=1}^S \left(t_i^q - f(n_i^q) \right)^2,$$

Q – объем выборки параметров, S – число нейронов в слое сети, $T = [t_i]$ – вектор требуемых значений

параметра на выходе нейрона, $f(n_i)$ – гиперболическая функция активации нейрона,

$$f(n_i) = \frac{1}{1 + e^{(-\alpha n_i)}};$$

α – коэффициент крутизны гиперболической функции активации, уточняемый в работе [12]; 1 – единичный вектор нейрона; η_k – скорость обучения; g_k – градиент функционала ошибки,

$$g_k = J^T e_k,$$

После достижения функционала ошибки $J = 0,0118$ значения параметров обучения присваиваются начальным значениям алгоритма обучения Поляка-Рибьера и процесс обучения продолжается [10, 11],

$$X_{k+1} = X_k + \eta_k p_k,$$

где p_k – направление нового поиска локального минимума функционала ошибки,

$$p_{k+1} = -g_k + \beta_k p_{k-1},$$

где β_k – константа алгоритма Поляка-Рибьера,

$$\beta_k = \Delta g_{k-1}^T g_k / (g_{k-1}^T g_{k-1}),$$

где Δg_{k-1}^T – приращение текущего градиента функционала ошибки на $(k-1)$ -й итерации обучения.

Дальнейшим этапом формирования архитектуры статической НС с прямым распространением сигнала является назначение необходимого количества нейронов в скрытом слое, от правильного выбора которого зависит оперативность процесса обучения и точность отображения входного и выходного пространств сети [12].

2. Критерияльным условием определения необходимого количества нейронов в скрытом слое статической НС с прямым распространением является момент возникновения эффекта «переобучения» [11]. Одним из признаков наличия эффекта «переобучения» является уменьшение значения коэффициента качества распознавания расчетных точек учебного набора данных $K_{\text{ош}}^Y$, тогда как полученное значение коэффициента качества за контрольным или тестовым набором данных не изменяется, или начинает возрастать:

$$(K_k^{K(T)} - K_k^Y) - (K_{k-1}^{K(T)} - K_{k-1}^Y) > 0, \quad (3)$$

где $K_k^{K(T)}$ и K_k^Y – коэффициенты качества распознавания контрольных (тестовых) и учебных расчетных точек имплантированного класса ТС АГТД на k -й итерации обучения,

$$K_{\text{ош}} = (N_{\text{н.р.}} / N_{\text{общ}}) \cdot 100\%,$$

$N_{\text{н.р.}}$ и $N_{\text{общ}}$ – количество неправильно распознанных и общих расчетных точек имплантированных классов двигателя соответственно.

Процедура определения необходимого количества нейронов в скрытом слое статической НС с прямым распространением сигнала реализуется в следующем порядке.

В качестве исходной структуры статической НС с прямым распространением сигнала используем двухслойную сеть с гиперболической функцией активации, выбор архитектуры которой обоснован в работе [11].

Шаг 1. Присвоение первоначального количества нейронов в скрытом слое:

$$L_{\text{СК}} = i + 1, \quad i = 0:1:\infty,$$

где i – шаг назначения количества нейронов.

Шаг 2. Обучение статической НС с прямым распространением сигнала.

$$X_{k+1} = \begin{cases} X_k - (H + \mu I)^{-1} g_k^{\text{LM}}, & \text{если } J < J_{\text{Ф}}; \\ X_k + \eta_k p_k, & \text{если } J > J_{\text{Ф}}; \end{cases}$$

где X_k – параметры обучения комбинированного алгоритма на k -й итерации (цикла) обучения, $J_{\text{Ф}}$ – экспериментально исследуемый функционал ошибки обучения, при котором значение весов и смещение фиксируются и присваиваются начальным значениям параметров алгоритма CGP ($J_{\text{Ф}} = 0,0118$) [9].

Шаг 3. Анализ наличия эффекта «переобучения» по условию (3). В случае подозрения наличия эффекта «переобучения» необходимо вернуться к **Шагу 1**, в противном случае – **Шаг 4**. В силу инерционности процесса обучения отклик статической НС с прямым распространением сигнала $\bar{\xi}$ может принимать непрерывное значение в рабочем интервале гиперболической функции активации ($\bar{\xi} \in [-1; 1]$).

Следовательно, рекомендуется округлить отклик сети до ближайшего целого числа, используя нижеприведенную закономерность [13]:

$$\bar{\xi} = \begin{cases} 0, & \text{если } \xi \leq 0,7; \\ 1, & \text{если } \xi \geq 0,7; \end{cases}$$

где набор комбинаций 0 и 1 презентуется единичной неисправности двигателя, возможные варианты которых приведены в табл. 1.

Шаг 4. Обработка полетной информации устойчивой статической НС с прямым распространением сигнала. В случае выполнения условия

$$\bar{\xi}_{n-3}, \bar{\xi}_{n-2}, \bar{\xi}_{n-1}, \bar{\xi}_n \in (0,7 \div 1),$$

($\bar{\xi}$ – результат опроса статической НС с прямым распространением сигнала полетными данными двигателя) обработка полетной информации продолжается с помощью математической статистики и динамической НС с прямым распространением.

Таблица 1

Характеристики комбинации кодеров банка классов ТС АГТД

№ п/п	U	Кодировка узлов неисправности АГТД							
1	ИУН1*	0	1	0	0	0	0	0	0
2	ИУН2	0	0	1	0	0	0	0	0
3	ИУН3	0	0	0	1	0	0	0	0
4	ИУН4	0	0	0	0	1	0	0	0
5	ИУН5	0	0	0	0	0	1	0	0
6	РУН6**	0	0	0	0	0	0	1	0
7	РУН7	0	0	0	0	0	0	0	1

* ИУН – имплантированный узел неисправности,

** РУН – реальный узел неисправности; U – узел неисправности (имплантированный и реальный) двигателя

2. Методика оценки ТС АГТД на основе динамической НС с прямым распространением сигнала

Оценка ТС АГТД с применением динамической НС с прямым распространением включает в себя следующие этапы:

- а) формирование входного и выходного пространств динамической НС с прямым распространением сигнала;
- б) формирование объема обучающей и тестовой выборки;
- в) выбор стратегии минимизации функционала ошибки;
- г) процесс «выращивание сети»;
- д) аппроксимация и подсчет порогов выходного параметра динамической НС с прямым распространением сигнала.

Рассмотрим отдельные этапы реализации методики оценки ТС АГТД на основе динамической НС с прямым распространением сигнала.

1. Основной задачей формирования входного и выходного пространств динамической НС с прямым распространением сигнала является извлечение информативных признаков из исходного ансамбля данных, путем преобразования полетной информации. Методика извлечения информативных параметров базируется на прослеживании динамик изменения основных характеристик законов распределения, коэффициента асимметрии $A(P)$ и эксцесса $E(P)$, и корреляционных связей параметров двигателя [14].

По мере накопления значений параметров рабочего процесса двигателя подсчитываются коэффициенты асимметрии и эксцесса

$$A(P) = \frac{M(P)_3}{S_n^3}, \quad E(P) = \frac{M(P)_4}{S_n^4},$$

($M(P)_3$ и $M(P)_4$ – третий и четвертый центральные моменты параметра P , S – среднеквадратическое

отклонение параметра P , определяемое по формуле (2)) и сравниваются их абсолютные значения для четырех последовательных замеров:

$$\begin{aligned} |A(P_1)_{n-4}| &< |A(P_2)_{n-4}| < \dots < |A(P_n)_{n-4}|, \\ |E(P_1)_{n-4}| &< |E(P_2)_{n-4}| < \dots < |E(P_n)_{n-4}|, \\ |A(P_1)_{n-3}| &< |A(P_2)_{n-3}| < \dots < |A(P_n)_{n-3}|, \\ |E(P_1)_{n-3}| &< |E(P_2)_{n-3}| < \dots < |E(P_n)_{n-3}|, \\ |A(P_1)_n| &< |A(P_2)_n| < \dots < |A(P_n)_n|, \\ |E(P_1)_n| &< |E(P_2)_n| < \dots < |E(P_n)_n|, \end{aligned}$$

где ">", "<" – знак "больше" или "меньше".

Параметр, коэффициент асимметрии или эксцесса которого имеет минимальное значение по абсолютному знаку, назначается выходным (диагностируемым) параметром динамической НС с прямым распространением сигнала.

$$|A(P)| = |A(P)|_{\min}, |E(P)| = |E(P)|_{\min}. \quad (4)$$

В случае подчинения нескольких параметров условию (4), выходной параметр (диагностируемый) динамической НС с прямым распространением сигнала уточняется динамикой изменения значений, по абсолютному знаку, коэффициентов асимметрии и эксцесса:

$$\begin{aligned} |T_{A(P_1)}|_{\Delta\tau} &< |T_{A(P_2)}|_{\Delta\tau} < \dots < |T_{A(P_m)}|_{\Delta\tau}; \\ |T_{E(P_1)}|_{\Delta\tau} &< |T_{E(P_2)}|_{\Delta\tau} < \dots < |T_{E(P_m)}|_{\Delta\tau}, \end{aligned}$$

где $T_{A(P_n)}$ и $T_{E(P_n)}$ – темпы изменения (скорость изменения) значений коэффициентов асимметрии $A(P_n)$ и эксцесса $E(P_n)$ в период наработки двигателя $\Delta\tau$:

$$\frac{|A(P)_n| - |A(P)_{n-4}|}{\Delta\tau} = T_{A(P)}, \frac{|E(P)_n| - |E(P)_{n-4}|}{\Delta\tau} = T_{E(P)}.$$

Возможна ситуация незначительного отличия динамики изменения значений коэффициентов $A(P_i)$ и эксцесса $E(P_i)$ рассматриваемых параметров P_i . В данном случае выходной (диагностируемый) параметр уточняется количеством входных параметров динамической НС с прямым распространением сигнала, имеющих с выходным сильную корреляционную связь

$$r_{ij} \geq 0,7,$$

где r – коэффициент парной корреляции диагностируемого (выходного) γ и входного параметра j динамической НС с прямым распространением сигнала.

При совпадении объема входных параметров, имеющих сильную корреляционную связь с выходными параметрами динамической НС с прямым распространением сигнала

$$Q(r_\gamma) = Q(r_j)$$

($Q(r_\gamma)$ и $Q(r_j)$ – объем входных параметров, имеющих сильную корреляционную связь с выходными параметрами n и m динамической НС с прямым распространением сигнала) выходное пространство динамической НС с прямым распространением сигнала формируется на основе нескольких параметров.

Кроме уточнения информативных параметров изучение изменения коэффициентов асимметрии и эксцесса способствует определению объема обучающей и тестовой выборки динамической НС с прямым распространением сигнала.

2. Критериальным условием начала процесса обучения динамической НС с прямым распространением сигнала является подчинение диагностируемого (выходного) параметра условию (4). При этом необходимо отметить, что формирование обучающей выборки сети ведется одновременно с уточнением информативных параметров АГТД.

Здесь процесс останова обучения и начала тестирования (аппроксимации) выходного параметра НМ двигателя реализуется при выполнении условия

$$\begin{aligned} |A(P)_{n-4}| &\leq |A(P)_{n-3}| \leq |A(P)_{n-2}| \leq |A(P)_{n-1}| \leq |A(P)_n|, \\ |E(P)_{n-4}| &\leq |E(P)_{n-3}| \leq |E(P)_{n-2}| \leq |E(P)_{n-1}| \leq |E(P)_n|. \end{aligned}$$

Для полного формирования архитектуры динамической НС с прямым распространением сигнала необходимо выбрать стратегию минимизации функционала ошибки.

3. В качестве базового алгоритма обучения динамической НС с прямым распространением сигнала применим комбинированный алгоритм LM-CGP [9]:

$$\begin{aligned} X_{k+1} &= X_k - (H + \mu I)^{-1} J^T \times \\ &\times \frac{1}{2} \sum_{q=1}^Q \sum_{i=1}^S \left(t_i^q - f \left(\sum_{j=0}^1 w_i p_i(n-1) + b_i \right) \right)^2, \\ X_{k+1} &= X_k + \eta_k \times \\ &\times \left(- \left(\frac{1}{2} \sum_{q=1}^Q \sum_{i=1}^S \left(t_i^q - f \left(\sum_{j=0}^1 w_i p_i(n-1) + b_i \right) \right)^2 \right) + \beta_k p_{k+1} \right), \end{aligned}$$

где X_k – параметры обучения комбинированного алгоритма на k -й итерации (цикла) обучения, H – матрица Якоби первых производных функционала ошибки, J^T – матрица Гессе ошибки, η_k – скорость обучения алгоритма CGP, μ – скорость обучения алгоритма LM, w_i и b_i – синаптический вес и смещение нейрона i , $f(\bullet)$ – функция активации, t_i – целевая функция; $P = [p(n), p(n-1), \dots, p(n-u)]$ – вектор входного параметра нейрона i с временной задержкой u .

При этом степень корректности отображения входного-выходного ансамбля динамической НС с прямым распространением сигнала за обучающую и тестовую выборку данных (степень адекватности и обобщенности) проверяется коэффициентами качества прогнозирования (аппроксимации) K_{K1} и K_{K2} [9], определяемыми по формулам:

$$\begin{aligned} K_{K1} &= (P_{\Phi} - P_{\text{ж}}) / P_{\text{ж}} 100\%; \\ K_{K2} &= (1 - S) 100\%, \end{aligned} \quad (5)$$

где K_{K1} и K_{K2} – коэффициенты качества прогнозирования соответствующего подхода, P_{Φ} и $P_{\text{ж}}$ – фактический и желаемый выходы динамической НС с прямым распространением соответственно, S – среднеквадратическое отклонение отклика сети,

$$S = \sqrt{\sum_{\theta=1}^q \sum_{j=1}^r \delta_{\theta j}^2} / (q \cdot r), \quad \delta = (P_{\Phi} - P_{\text{ж}}) / \Delta_{\text{мкс}},$$

q – количество входных параметров, r – объем обучающей выборки данных, $\Delta_{\text{мкс}}$ – максимальная погрешность измерительной аппаратуры контроля параметров работы двигателя.

Однако, достижение удовлетворительной степени корректности отображения входного и выходного ансамбля динамической НС с прямым распространением сигнала во многом определяется выбором оптимального размера (количества нейронов) скрытого слоя.

4. С целью оперативного определения удовлетворительного размера скрытого слоя динамической НС с прямым распространением сигнала введем стратегию «выращивание сети», которая реализуется в следующем порядке.

В качестве исходной структуры динамической НС с прямым распространением сигнала сети применим двухслойную сеть типа TDDN с гиперболической функцией активации [5]:

Шаг 1. Определение нижнего и верхнего диапазонов возможного количества нейронов в скрытом слое:

$$L_H = \frac{ur}{1 + \log_2 r}; \quad L_B = u \left(\frac{r}{u} + 1 \right) (q + u + 1) + u,$$

где L_H и L_B – нижние и верхние границы возможного количества нейронов соответственно, q и u – размерность входного и выходного пространств динамической НС с прямым распространением, r – число элементов обучающей выборки.

Шаг 2. Присвоение скрытому слою сети нижнего диапазона возможного количества нейронов.

$$L = i + (L_H - 1), \quad i = L_H : 1 : L_B,$$

i – шаг назначения количества нейронов.

Шаг 3. Корректировка параметров обучения на основе комбинированной стратегии минимизации функционала ошибки:

$$X_{k+1} = \begin{cases} X_k - (H + \mu I)^{-1} J^T \cdot (1/2) \times \\ \times \sum_{q=1}^Q \sum_{i=1}^S \left(t_i^q - f \left(\sum_{j=0}^1 w_{ij} p_i(n-1) + b_i \right) \right)^2, & \text{если } J < J_{\Phi}; \\ X_k + \eta_k \cdot \beta_k p_{k+1} - \eta_k \cdot (1/2) \times \\ \times \sum_{q=1}^Q \sum_{i=1}^S \left(t_i^q - f \left(\sum_{j=0}^1 w_{ij} p_i(n-1) + b_i \right) \right)^2, & \text{если } J > J_{\Phi}, \end{cases}$$

где J_{Φ} – экспериментально исследуемый функционал ошибки обучения, при котором значение весов и смещение фиксируются и присваиваются начальным значениям параметров алгоритма CGP ($J_{\Phi} = 0,0118$) [9].

Шаг 4. Оценка адекватности и обобщенности динамической НС с прямым распространением сигнала над учебным и тестовым набором данных по формулам (5).

Шаг 5. Сравнение степени корректности отображения учебных и тестовых данных.

$$K_{K1}^Y - K_{K1}^T > K_D; \quad K_{K2}^Y - K_{K2}^T > K_D, \quad (6)$$

где $K_D = 5\%$ – экспериментально исследуемая допустимая ошибка аппроксимации значения выходного параметра динамической НС с прямым распространением сигнала [15].

В случае невыполнения или не полного выполнения условия (6) необходимо вернуться на **Шаг 2**, в противном случае на **Шаг 6**.

Шаг 6. Аппроксимация и подсчет порогов выходного параметра динамической НС с прямым распространением сигнала.

Подсчет верхнего U^B и нижнего U^H уровней выходного (диагностируемого) параметра динамической НС с прямым распространением сигнала:

$$U^B = P_n + \gamma_B, \quad \gamma_B = P_{\phi} * \varphi_1;$$

$$U^H = P_n - \gamma_H, \quad \gamma_H = P_{\phi} * \varphi_2,$$

где P_n – значение выходного (диагностируемого) параметра динамической НС с прямым распространением сигнала, P_{ϕ} – базовое значение выходного (диагностируемого) параметра, определяемое как среднеарифметическое за четыре последовательных замера, $\varphi_1 = 0,5 \div 0,6$ и $\varphi_2 = 0,1 \div 0,2$ – коэффициенты, полученные на основе экспериментальных исследований реальных неисправностей двигателей Д30КУ-154, ПС90 и RB211-535E4.

Далее сравниваются аппроксимирующиеся значения выходного параметра динамической НС с прямым распространением сигнала с рассчитанными верхними и нижними порогами:

$$U^B \diamond P_n^{HC} \diamond U^H,$$

где ">" и "<" – знак "больше" или "меньше"

Результаты сравнения могут привести к различным комбинациям подсчитанных порогов, которые указаны в табл. 2.

По мере подсчета возможных (верхних и нижних) уровней выходного (диагностируемого) параметра динамической НС с прямым распространением сигнала обработке подвергаются значения параметров рабочего процесса двигателя методами математической статистики.

3. Методика оценки ТС АГТД на основе математической статистики

Построение методики диагностирования ТС АГТД на основе математической статистики (МС) основывается на формировании гибких диапазонов регистрируемых параметров и сравнении их значений с рассчитанными верхними и нижними границами измерений. Для расчета возможных верхних и нижних границ значений параметров, характери-

зующих рабочий процесс двигателя, необходимо произвести предварительную отбраковку параметров, исключение влияния внешних факторов и режима работы двигателя по рекомендациям, приведенным в работе [16].

Начиная с $N = 60$ -го измерения (полета) значений регистрируемых параметров двигателя, подчиняющихся нормальному закону распределения, для n -го последующего измерения подсчитываются верхние и нижние статистические возможные диапазоны [16]:

$$P_n^B = \bar{P}_n + K_{1,n} \sqrt{S_n^2}; \quad P_n^H = \bar{P}_n - K_{1,n} \sqrt{S_n^2},$$

где $\bar{P}_n$ и S_n – среднее значение и дисперсия параметра за n измерений, $K_{1,n}$ – толерантный коэффициент, зависящий от числа измерений n , принятого уровня значимости и доверительной вероятности [16].

Результаты обработки значений параметров рабочего процесса двигателя могут привести к различным комбинациям статистических возможных диапазонов, которые приведены в табл. 2.

Единое рекомендационное сообщение о дальнейшей эксплуатации двигателя формируется блоком принятия решений по результатам синтеза нейро-статистической идентификации ТС АГТД.

Таблица 2

Возможные диагностические ситуации нейро-статистической идентификации ТС АГТД

№	Статистический симптом	Нейросетевой симптом	Ситуация
1	$P_H^D < P_H^B < P < P_B^B < P_B^D$		С 1
2	$P_B^B < P < P_B^D$ или $P_H^D < P < P_H^B$	$U_H^B(\uparrow) > P_n^{HC} > U_H^H(\uparrow)$ или $U_H^H(\downarrow) > P_n^{HC} > U_H^B(\downarrow)$	С 2
2.1	$P > P_B^B$ и $P < P_H^B$ поочередно	$U_H^B(\uparrow) > P_n^{HC} > U_H^H(\uparrow)$ и $U_H^H(\downarrow) > P_n^{HC} > U_H^B(\downarrow)$; поочередно	С 2.1
2.2	$P > P_B^B$, 4 раза подряд	$U_H^B(\uparrow) > P_n^{HC} > U_H^H(\uparrow)$; 4 раза подряд	С 2.2
2.3	$P < P_H^B$, 4 раза подряд	$U_H^H(\downarrow) > P_n^{HC} > U_H^B(\downarrow)$; 4 раза подряд	С 2.3
3	$P_H^D < P$ или $P < P_H^D$,		С 3
3.1	$P > P_B^D$, 3 раза подряд;	$U_H^B(\uparrow) < P^{HC}$ или $U_H^H(\uparrow) > P^{HC}$ - 3 раза подряд	С 3.1
3.2	$P < P_B^D$, 3 раза подряд;	$U_H^B(\downarrow) < P^{HC}$ или $U_H^H(\downarrow) > P^{HC}$ - 3 раза подряд	С 3.2
3.3	$P > P_B^B$ и $P < P_H^B$ поочередно,	$U_H^B(\uparrow) < P^{HC}$ и $U_H^H(\uparrow) > P^{HC}$ или $U_H^B(\downarrow) < P^{HC}$ и $U_H^H(\downarrow) > P^{HC}$ - поочередно;	С 3.3

4. Методика анализа результатов нейро-статистической идентификации неисправности ТС АГТД

Синтез результатов нейро-статистической идентификации неисправности выполняется на основе математической логики блока принятия решений [17], основной задачей которого является правильная комбинация результатов идентификации

двух классификаторов и выдача соответствующей рекомендации первого уровня о ТС АГТД.

Формально блок принятия решений $Y^{БПР}$ является конъюнкцией результатов идентификации ТС АГТД на основе МС и НС:

$$Y_{\tau}^{БПР} = MC_{\tau} \otimes HC_{\tau},$$

где MC_{τ} и HC_{τ} - результаты статистической и нейросетевой идентификации развития неисправности

соответственно в период наработки двигателя τ , “ $\oplus$ ” – знак логического умножения.

Блок принятия единого решения, при выдаче рекомендационного сообщения за эталонную идентификацию состояния двигателя, принимает результат статистической оценки ТС двигателя, т.е. присваивает ему логический ноль, а результат нейроидентификации берется под особый контроль и, без проведения наземного углубленного анализа, двигатель к дальнейшей эксплуатации не допускается.

Алгоритмическая реализация методики принятия решений о дальнейшей эксплуатации двигателя по результатам нейро-статистической идентификации приведена на рис. 4.

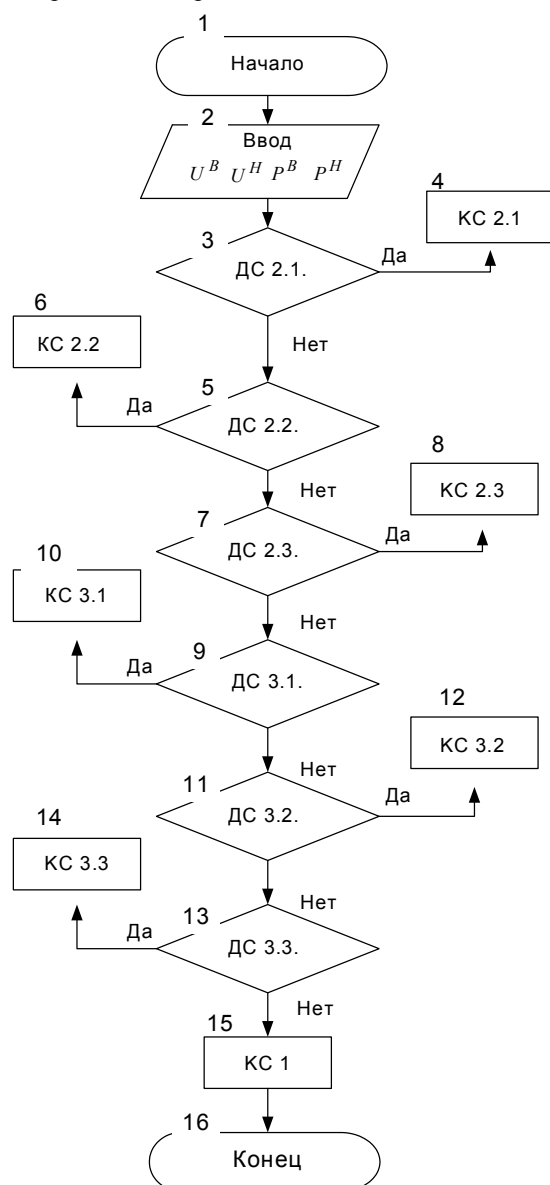


Рис. 4. Алгоритм принятия решений о дальнейшей эксплуатации двигателя по результатам нейро-статистической оценки ТС АГТД (КС – код сообщений, которые присваиваются каждой диагностической ситуации, ДС – диагностическая ситуация)

5. Эксперименты и результаты

Для исследования эффективности разработанной системы диагностирования ТС АГТД проанализируем параметры двигателя RB211-535E4 (с/н 30738) с высокой степенью двухконтурности ($m = 4,4$), работавшего с постепенным разрушением ролика подшипника передней опоры двигателя.

Степень эффективности разработанной системы диагностирования ТС АГТД уточняется в сравнении с существующими методами, результаты которых приведены ниже. При этом основное внимание было уделено совместному анализу изменений всех параметров рабочего процесса двигателя RB211-535E4.

Согласно разработанной методике на первом этапе формируются имплантированные классы ТС двигателя. При этом в качестве исходной информации формирования имплантированных классов двигателя используются расчетные точки результатов численного эксперимента с применением множественного регрессионного анализа параметров и банка реальных неисправностей двигателя RB211-535E4, характер смещений и направлений, которых иллюстрирован на рис. 5.

Анализ расчетных точек имплантированных классов ТС двигателя RB-211-535E4 (см. рис. 5) свидетельствует о расположении большого количества точек представителей различных классов в приграничных зонах. Данное обстоятельство усложняет задачу точного распознавания расчетных точек и требует гибкую архитектуру статической НС с прямым распространением сигнала.

Учебный набор данных двигателя RB211-535E4 содержит информацию о 8 имплантированных классах, каждый из которых представлен 40 расчетными точками. Первые 40 расчетных точек формируют бездефектный (исправный) двигатель (1 класс), с 41 по 160 – деградация одного из узлов или системы двигателя – компрессор (2 класс – низкого давления, 3 класс – промежуточного давления, 4 класс – высокого давления), с 161 по 200 – камера сгорания (5 класс), с 201 по 280 – турбина (6 класс – высокого давления, 7 класс – низкого давления), с 281-320 – реальная неисправность по каналу вибрации передней опоры двигателя (8 класс).

Согласно разработанной методики результаты обработки полетной информации статической НС с прямым распространением сигнала приведены на рис. 6. Как видно из рис. 6, в начале эксплуатации двигателя RB-211-534E4 ($N = 0 \div 30$) наблюдается своеобразное поведение отклика статической НС с прямым распространением сигнала $\bar{\xi}$, что объясняется с приработкой узлов и деталей, как проточной части двигателя, так и его систем.

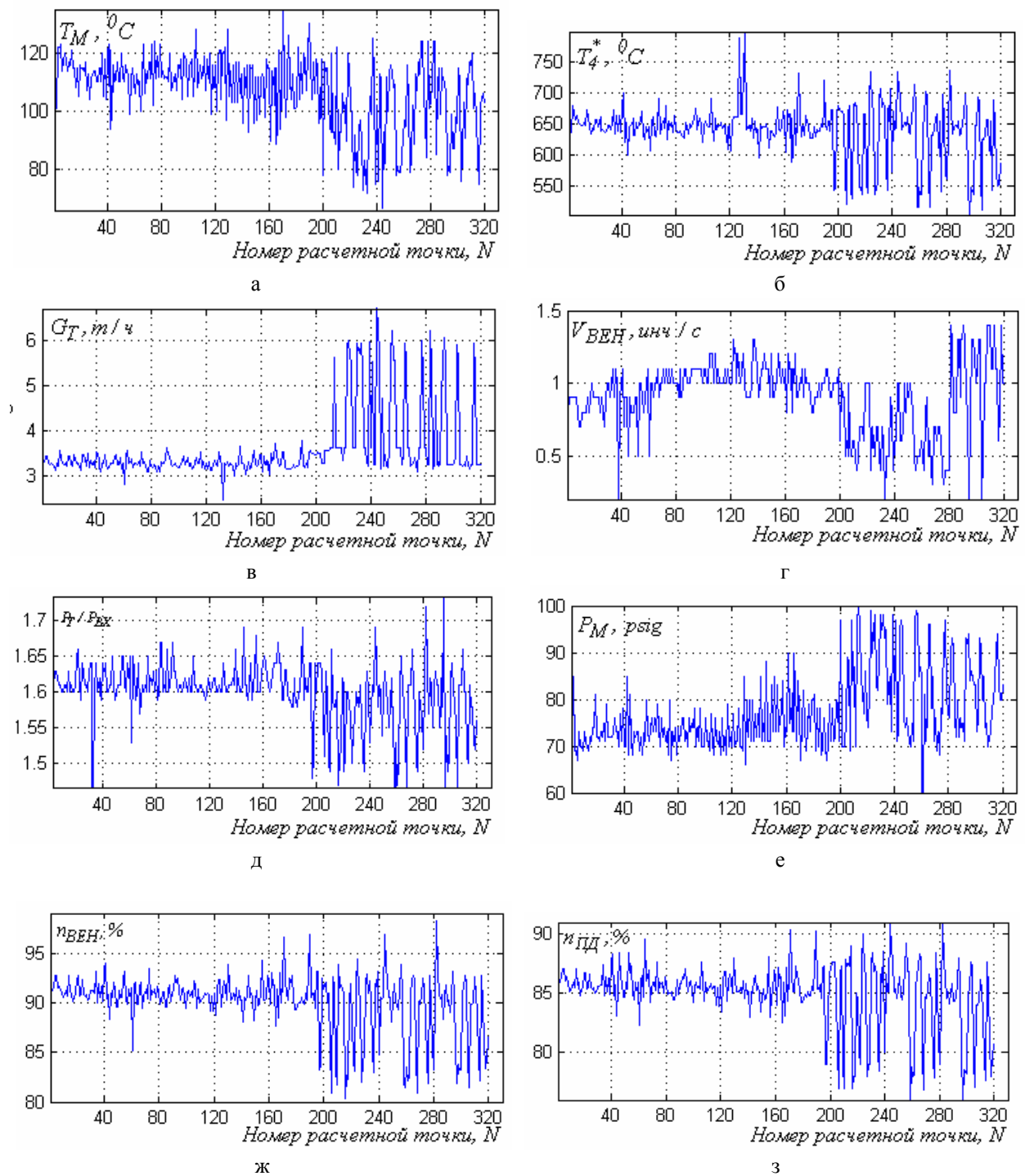


Рис. 5. Изменение направлений сгенерированных значений параметров двигателя RB-211-534E4:
 а – по каналу, б - по каналу T_4^* , в - по каналу G_T , г – по каналу V_{BEH} , д – по каналу P_T / P_{BX} $\eta_{ПД}$,
 е – по каналу P_M , ж – по каналу T_M , з – по каналу η_{BEH} .

При этом в период эксплуатации $N = 40 \div 50$ наблюдается устойчивое (больше 3 раз подряд) отнесение отклика сети $\bar{\xi}$ к области соответствующей имплантированной неисправности по каналу турбины $\bar{\xi} = \in (5, 6)$ (область А) и по каналу компрессора $\bar{\xi} = \in (3, 4)$ (область А1).

Изучение дальнейшей динамики изменения отклика сети показывает на повторяемость вышеприведенной диагностической ситуации при $N = 195 \div 200$ (область С и С1) и $N = 245 \div 250$ (область D и D1). Такое обстоятельство является уже признаком возможного развития неисправности узла двигателя непосредственно связывающего ком-

прессор и турбину. При этом согласно действующей методике [18] в выше рассматриваемый период эксплуатации, работа двигателя RB-211-535E4 была оценена без замечаний. Данное обстоятельство показывает на необходимость дальнейшей обработки полетной информации согласно разработанной методике диагностирования ТС АГТД.

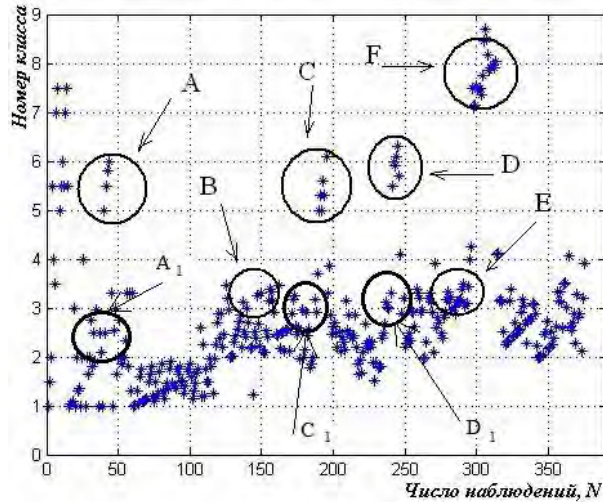


Рис. 6. Нейросетевое распознавание текущего состояния двигателя RB211-535E4 (области A, B, C, D и A1, C1, D1 – соответствуют имплантированным неисправностям по каналу турбины и компрессора в период эксплуатации $N = 40 \div 50, 195 \div 200, 245 \div 250$ соответственно, области B и E – соответствуют имплантированной неисправности по каналу компрессора промежуточного давления в период эксплуатации $N = 145 \div 150, 285 \div 295$ соответственно, область F – соответствующая реальной неисправности по каналу вибрации передней опоры)

На втором этапе с целью прогнозирования изменения ТС двигателя RB-211-535E4 (с/н 30738), начиная с $N = 220$, полетная информация обрабатывается динамической НС с прямым распространением сигнала. При этом в качестве диагностируемого параметра двигателя был выбран параметр вибрации опоры вала промежуточного давления $V_{ПД}$ и частота вращения ротора вентилятора $n_{ВЕН}$, так как коэффициент асимметрии этих параметров в рассматриваемый период эксплуатации ($N = 0 \div 220$) носит нестабильный характер:

$$A(V_{ПД})_{N=0 \div 220} \rightarrow 0,$$

$$A(n_{ВЕН})_{N=0 \div 220} \rightarrow 0.$$

Ввиду того, что темп стремления значений коэффициента асимметрии параметра $V_{ПД}$ к нулевому уровню превышает значение параметра $n_{ВЕН}$,

$$|T_{A(V_{ПД})}| > |T_{A(n_{ВЕН})}|$$

то в качестве диагностируемого параметра был выбран параметр $V_{ПД}$. А входное пространство динамической НС с прямым распространением сигнала был сформирован из параметров: T_4^* , G_T , $V_{ВЕН}$, $P_T / P_{ВХ}$, $n_{ПД}$, P_M , T_M , $n_{ВЕН}$.

Как видно из рис. 7 в течение $N = 220 \div 270$ наблюдений аппроксимирующий параметр $V_{ПД}$ 3 раза приближался к подсчитанному верхнему порогу (область 1), т.е. выполнялось условие:

$$U_{П}^B(V_{ПД}^П) \geq V_{ПД}^П.$$

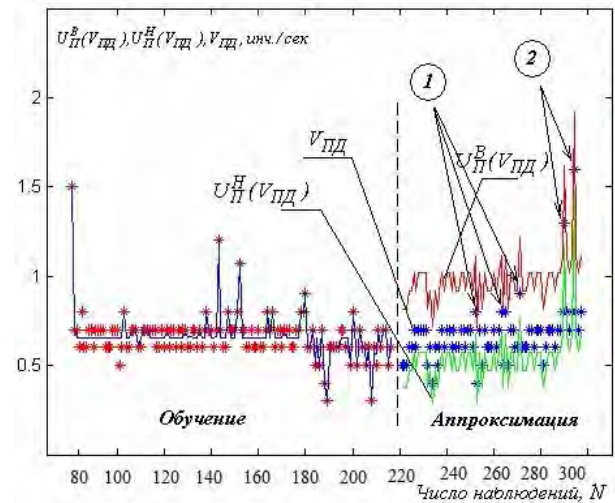


Рис. 7. Результат аппроксимации выходного (диагностируемого) параметра двигателя RB211-535E4 (область 1 – условие $U_{П}^B(V_{ПД}^П) \geq V_{ПД}^П$, область 2 – условие $U_{П}^B(V_{ПД}^П) < V_{ПД}^П$)

Дальнейшее изучение динамики изменения аппроксимирующего параметра $V_{ПД}^П$ показало, что в течение $N = 270 \div 290$ происходит выход значения параметра $V_{ПД}^П$ за верхний посчитанный порог (область 2),

$$U_{П}^B(V_{ПД}^П) < V_{ПД}^П,$$

что и отразилось на нейросетевом распознавании полетной информации (см. область F). Такое обстоятельство показывает на неизбежное развитие неисправности узла двигателя, связывающего компрессор и турбину.

С целью локализации вероятного узла неисправности проанализируем степень влияния параметров входного пространства динамической НС с прямым распространением сигнала (T_4^* , G_T , $V_{ВЕН}$, $P_T / P_{ВХ}$, $n_{ПД}$, P_M , T_M) на нестабильный параметр $n_{ВЕН}$. Выбор параметра $n_{ВЕН}$ в качестве

диагностируемого параметра обоснован повышенной степенью воздействия на параметр $V_{ПД}$.

Как видно из рис. 8, по мере наработки двигателя сильное воздействие (по степени интенсивности) на параметр $n_{ВЕН}$ оказывают $P_M, T_M, n_{ВД}, n_{ПД}, V_{ВЕН}$. Опыт диагностирования по вибрации опор и частоте вращения двигателя показывает, что между $V_{ПД}, n_{ВЕН}$ и $P_M, T_M, n_{ВД}, n_{ПД}, V_{ВЕН}$ существует определенная связь, выражающаяся в нарушении работы системы смазки, суфлировании и вероятности разрушения опор двигателя.

Дальнейшая эксплуатация двигателя еще раз подтвердила состоятельность выводов, полученных в соответствии с разработанной методикой. Так, спектральный анализ масла и исследования двигателя на ремонтном заводе показали на рост концентрации металлов и разрушения ролика подшипника передней опоры двигателя [18].

Существенный интерес представляет устойчивый переход нейросетевой идентификации на новый уровень при $N=145 \div 150$ (область В) и $N=285 \div 295$ (область Е), соответствующий новой диагностической ситуации двигателя RB211-535E4 отличной от вышерассмотренной. Отклик сети отнес полетную информацию в рассмотренный период эксплуатации двигателя к имплантированной неисправности по каналу компрессора промежуточного и высокого давления ($\bar{\xi} = \in (3, 4)$), причиной которого может быть нарушение условий обтекаемости лопаток компрессора высокого и промежуточного давления. Состоятельность данного вывода было подтверждено результатами обследования воздушного тракта двигателя (рис. 9), выполненного при плановых работах установленных нормативно-технической документацией.

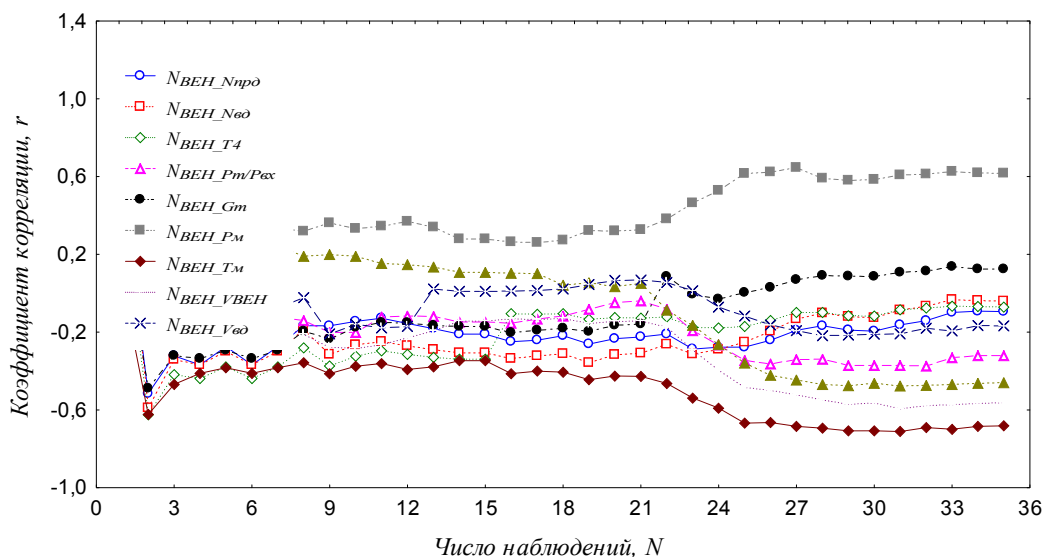


Рис. 8. Динамика изменения степени связи параметров двигателя RB211-535E4

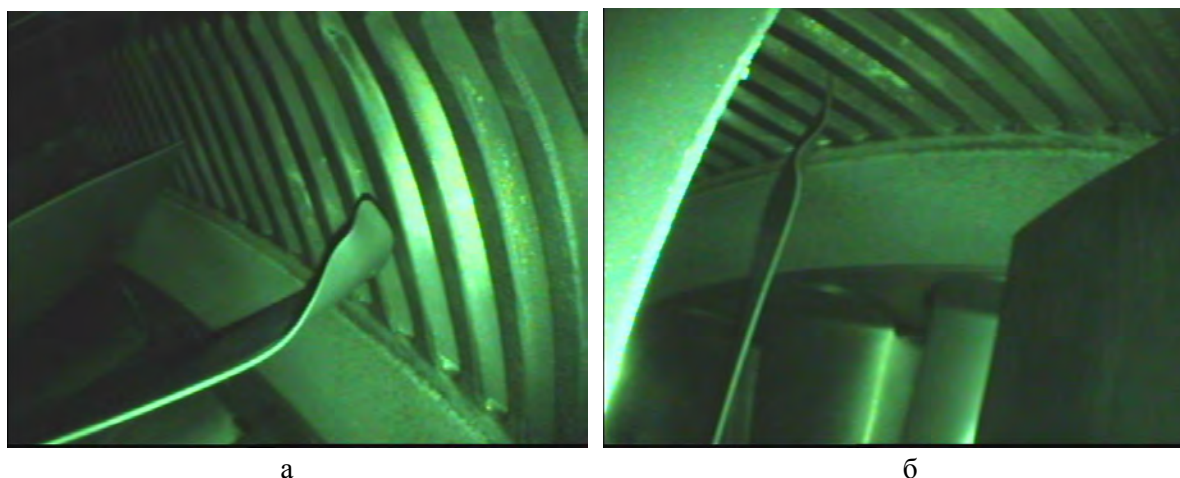


Рис. 9. Фрагмент бороскопического обследования компрессора промежуточного давления двигателя RB211-535E4 (а – лопатка компрессора № 23, б – лопатка компрессора № 31)

Выводы

Анализ результатов, полученных с помощью разработанной системы диагностирования ТС АГТД, позволяет подчеркнуть эффективность методики, заключающейся в сравнительной чувствительности системы к начальной стадии развития диагностических ситуаций и возможности локализации вероятных узлов с достаточной большой точностью.

Эффективность изложенной методики диагностирования ТС АГТД повышается при ее автоматизированной реализации.

Литература

1. Контроль технической исправности самолетов и вертолетов: справ. / В.Г. Александров, Ю.А. Глазков, А.Г. Александров, П.Н. Сидоркин; под ред. В.Г. Александрова. – М.: Транспорт, 1976. – 360 с.
2. Sampath S. Fault Diagnostics using Genetic Algorithm for Advanced cycle Gas Turbine/ S. Sampath, A. Gulati, R. Singh // *Proceedings of ASME Turbo Expo.* – Amsterdam, The Netherlands, 2002. – P. 211-251.
3. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей /Л.П. Лозицкий, С.М. Ветров, С.М. Дорошко и др. – М.: Воздушный транспорт, 1992. – 536 с.
4. Кулик Н.С. Параметрические методы оценки технического состояния АГТД в эксплуатации / Н.С. Кулик. – К.: КИИГА, 1993. – 139 с.
5. Prognosis -of Faults in Gas Turbine Engines / T. Brotherton, G. Jahns, J. Jacobs, D. Wroblewski// *Proceedings of the IEEE aerospace conference.* – 2000. – Vol. 6. – P. 163-171.
6. Ямпольский В.И. Основные принципы применения в эксплуатации параметрических методов технического диагностирования / В.И. Ямпольский, Ю.Г. Ашихин // *Инженерное обеспечение повышения эффективности технической эксплуатации летательных аппаратов: межвуз. темат. сб. науч. трудов.* – М.: МИИГА, 1985. – С. 117-121.
7. Система диагностирования авиационного ГТД с применением методов Soft Computing / А.М. Пашаев, М.Г. Шахтахтинский, П.Ш. Абдуллаев, А.Дж. Мирзоев // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2009. – № 9 (66). – С. 194-197.
8. Система диагностирования авиационного ГТД с применением методов Soft Computing/ А.М. Пашаев, М.Г. Шахтахтинский, П.Ш. Абдуллаев, А.Дж. Мирзоев // *Матеріали 9 міжнародної нау-*

ково-технічної конференції “ABIA - 2009”, т. 2. – К.: НАУ, 2009. – С. 15.43-15.45.

9. Комбинированный алгоритм обучения НС с прямым распространением сигнала в задачах диагностирования ТС АГТД / А.М. Пашаев, М.Г. Шахтахтинский, П.Ш. Абдуллаев, А.Дж. Мирзоев // *Международная научно-техническая конференция проблемы и перспективные развития авиации, наземного транспорта и энергетики “АНТЭ-2009”, т. 2.* – Казань: Изд-во Казан. госуд. техн. ун-та, 2009. – С. 344-347.

10. Уоссерман Ф. Нейрокомпьютерная техника: Теория и практика: пер. с англ. / Ф. Уоссерман. – М.: Мир, 1992. – 240 с.

11. Хайкин С. Нейронные сети: полный курс: пер. с англ. / С. Хайкин. – 2-е изд. – М.: ООО “И.Д. Вильямс”, 2006. – 1104 с.

12. Мирзоев А.Д. Выбор архитектуры нейронных сетей при диагностировании авиационных газотурбинных двигателей / А.Д. Мирзоев // *Известия Национальной академии наук Азербайджана.* – 2007. – № 2-3. – С. 184-189.

13. Абдуллаев П.Ш. Система диагностирования авиационных газотурбинных двигателей/ П.Ш. Абдуллаев, А.Д. Мирзоев // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2009. – № 5 (62). – С. 1-11.

14. Мирзоев А.Д. Комплексная система диагностирования авиационных газотурбинных двигателей / А.Д. Мирзоев // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2007. – № 6 (42). – С. 47-59.

15. Абдуллаев П.Ш. Прогнозирование технического состояния авиационных газотурбинных двигателей с использованием нейронных сетей / П.Ш. Абдуллаев, А.Д. Мирзоев // *Известия национальной академии наук Азербайджана.* – 2006. – № 3. – С. 152-157.

16. Абдуллаев П.Ш. Оценка технического состояния ГТД по данным полетной информации / П.Ш. Абдуллаев // *Тезисы научн. конф. аспирантов и молодых исследователей посвящ. 80-летию Бакинского Гос. ун-та им. М.А. Расулзаде.* – Баку, 2000. – С. 8-9.

17. Диагностирование и прогнозирование технического состояния авиационного оборудования: учеб. пособие для вузов гражд. авиации / В.Г. Воробьев, В.В. Глухов, Ю.В. Козлов и др.; под ред. И.М. Синдеева. – М.: Транспорт, 1984. – 191 с.

18. Архивная документация по неисправностям двигателей эксплуатирующихся в авиакомпании «Азербайджан Хава Йоллары»: отчет эксплуатационной документации по двигателям -90A-SW76 и RB211-535E4: / Национальный Гос. Концерн «Азербайджан Хава Йоллары» (Азербайджан, Баку), 2005. – 36 с.

Поступила в редакцию 28.01.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры авиационных двигателей Ю.М.Терещенко, Национальный авиационный университет, Киев.

ІДЕНТИФІКАЦІЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ АГТД МЕТОДАМИ МАТЕМАТИЧНОЇ СТАТИСТИКИ ТА НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ

П.Ш. Абдуллаєв, А.Дж. Мірзоев, Е.А. Абдуллаєв, Т.В. Тахірі

Запропоновано методику діагностування авіаційних газотурбінних двигунів на комплексній основі, яка базується на математичному моделюванні, математичній статистиці, використовує різні типи нейронних мереж з прямим розповсюдженням сигналу і булеву алгебру. Розглянуто основні етапи формування запропонованої системи діагностування технічного стану авіаційних газотурбінних двигунів на основі математичної статистики і різних типів нейронних мереж з прямим розповсюдженням сигналу. Розроблені і науково обґрунтовані алгоритми ухвалення рішень про подальшу експлуатацію двигуна за результатами ідентифікації технічного стану авіаційного газотурбінного двигуна методами математичної статистики та з використанням різних типів нейронних мереж з прямим розповсюдженням сигналу. Проведено експерименти з практичного застосування запропонованої системи діагностики на основі реальних несправностей двигунів RB211-535E4, де були отримані стійкі результати.

Ключові слова: авіаційний газотурбінний двигун, технічний стан, діагностика, математична статистика, нейронна мережа.

IDENTIFICATION OF AVIATION GAS TURBINE ENGINE BASED ON THE MATHEMATIC STATISTIC AND NEURAL NETWORKS METHODS

P.Sh. Abdullayev, A.J. Mirzoyev, E. A. Abdullayev, T.V. Takhiri

The aviation gas turbine engine diagnostic complex system based on the mathematic simulation, mathematic statistics, different type of backpropagation neural network and Boolean algebra was submitted. The main steps of aviation gas turbine engine diagnostic system forming based on the mathematic statistics and different type of backpropagation neural network are considered. The accepted decision algorithms' regarding the further aviation gas turbine engine exploitation using the results of mathematic statistic's and different type of backpropagation neural network's identification was preceded and scientifically proved. The practical experiments based on the real faults of the engine RB211-535E4 using the suggested complex aviation gas turbine engine diagnostic system is performed, where were reached the satisfaction results.

Key words: aviation gas turbine engine, technical condition, diagnostic, neural network, mathematic statistic.

Абдуллаєв Парвиз Шахмурад оглы – канд. техн. наук, доцент, заведуючий кафедрой «Летательные аппараты и авиационные двигатели», Национальная академия авиации, Баку, Азербайджан, e-mail: a_parviz@azeronline.com.

Мирзоев Азер Джаваншир оглы – аспирант, преподаватель кафедры «Летательные аппараты и авиационные двигатели», Национальная академия авиации, Баку, Азербайджан, e-mail: azermirzoyev@mail.ru.

Абдуллаєв Эльман Акиф оглы – аспирант кафедры «Летательные аппараты и авиационные двигатели», Национальная Академия Авиации, Баку, Азербайджан, e-mail: elman-t@mail.ru.

Тахири Тярриз Вагиф оглы – аспирант кафедры «Летательные аппараты и авиационные двигатели», Национальная Академия Авиации, Баку, Азербайджан, e-mail: tebriz21@inbox.az.

УДК 621.387.424, 533.09.07

С.А. ОГИЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ДВА ПОДХОДА К ИЗУЧЕНИЮ ПРОЦЕССА ЭРОЗИИ РАЗРЯДНОЙ КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ ХОЛЛА

Изучается проблема ограничения ресурса двигателя Холла вследствие распыления его разрядной камеры ионным потоком. Рассчитано изменение профиля поверхности разрядной камеры двигателя, разработанного одним из мировых лидеров фирмой “Факел”, путём численного двумерного моделирования движения ионов на основе предварительного расчёта: характерного распределения электрического потенциала в разрядной камере и вне её на базе гидродинамической одномерной модели; перепада потенциала в пристеночном слое; двумерного распределения скорости рождения ионов в разрядной камере методом частиц. При расчёте полагалось, что поток ионов на стенку разрядной камеры формируется: либо объёмным дефокусирующим электрическим полем; либо вследствие хаотической составляющей скорости движения ионов.

Ключевые слова: двигатель Холла, ресурс разрядной камеры, ионное распыление, численное моделирование.

Введение

Базовая конструкция двигателя Холла (ХД), разработанная более 50 лет назад, эксплуатируется в составе двигательных установках для поддержания орбиты космических аппаратов и других целей уже десятки лет благодаря хорошему сочетанию эксплуатационных характеристик (высокий КПД и надёжность) первых моделей ХД. Дальнейшее развитие ХД предполагает поиск решения “острых” проблем, одна из которых – повышение ресурса двигателя путём сокращения скорости разрушения разрядной камеры (РК) вследствие ионной бомбардировки. Базой для технической модернизации является понимание роли следующих основных процессов (факторов), которые определяют эрозию РК: распределение потенциала электрического поля в разрядном промежутке; распределение концентрации и энергии (температуры) электронов в РК; распределение потоков заряженных частиц. Это исследование проведено для поиска решений некоторых противоречий в понимании указанных процессов и, т.о., для уточнения метода оценки ресурса ХД.

1. Анализ существующих проблем, определение задач исследования

Метод оценки ресурса описан в разных работах, например [1 – 3], и, несмотря на различия, включает следующие общие сущностные положения. Поверхность РК распыляется ионами плазмобразующего газа. Коэффициент распыления зависит от температуры поверхности и угла падения иона. Выбитые атомы не осаждаются обратно и не

восстанавливают эродированную поверхность РК. При этом, то как ионы набирают энергию и, соответственно, условия падения ионов на поверхность, а также то, какие процессы определяют баланс потоков энергии и температуру поверхности РК, составляет отличие в подходах к оценке ресурса РК.

При оценке продольного распределения потенциала электрического поля, основываясь на результатах экспериментов с использованием зонда, некоторые исследователи полагают [1], что в пределах РК сосредоточено около 90% разрядного напряжения. Определяя скорость ионов оптическим методом, другие полагают, что около 50% разрядного напряжения сосредоточено в пределах РК [2, 3]. При этом, физические процессы, определяющие проводимость плазмы и распределение потенциала поля остаются не выясненными. Для оценки радиальной составляющей электрического поля обычно используется т.н. уравнение “термализованного потенциала”, предложенное А. Морозовым [3]. При этом в ХД распределение магнитного поля характеризуется существенным градиентом в радиальном направлении, что создаёт известный эффект “магнитного зеркала” для электронов, но не учитывается уравнением “термализованного потенциала”.

Для определения особенностей важнейших пристеночных и поверхностных обменных процессов необходим подход для разрешения противоречия между известными данными экспериментов о существовании электронов в РК с температурой более 40 эВ [5, 6] и теоретическими выводами [4] предполагающими охлаждение электронов до 30 эВ в керамической РК.

На основе проведенного анализа следует сделать заключение о необходимости уточнения метода оценки ресурса разрядной камеры ХД путём учёта особенностей двумерного движения ионов и электронов в пространстве РК, включая узкий пристеночный электрический слой, что определяет энергию частиц, угол падения на поверхность и температуру поверхности РК, а также и скорость разрушения поверхности РК в конечном итоге.

Задачи выполнялись в следующей последовательности. На двух участках разрядного промежутка (в РК и вне РК) на базе одномерной гидродинамической модели процессов в плазме определялись перепады электрического потенциала, которые использовались далее для расчёта двумерного распределения параметров плазмы в разрядном промежутке и интегральных характеристик ХД на основе метода вероятностного моделирования. Полученные параметры плазмы были основой для расчёта изменения профиля РК в течение 1000 часов.

2. Продольное распределение электрического потенциала в разрядном промежутке ХД

Чтобы определить перепады потенциала на двух основных участках разрядного промежутка: в зоне ускорения ионов (ЗУ) протяжённостью от катода до края РК; в зоне ионизации газа (ЗИ) - от края РК до сечения внутри РК, в котором потенциал достигает максимума (рис. 1) использована разработанная ранее одномерная гидродинамическая математическая модель процессов в плазме в разрядном промежутке ХД [7]. Уравнения баланса потоков частиц, энергии и перепада потенциалов в модели

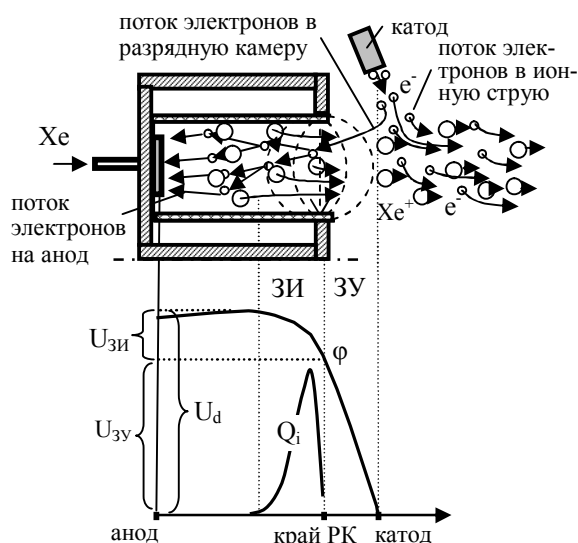


Рис. 1. Распределение в разрядном промежутке ХД потенциала ϕ , интенсивности рождения ионов Q_i

составлены для двух важнейших участков – ЗИ и ЗУ, а также для их границы. Для ЗИ и ЗУ использован классический механизм переноса электронов, притом, что выходное отверстие катода находится на расстоянии 5 ... 7 мм от края РК. Тестовые расчёты показали удовлетворительную точность при параметрах номинального режима работы ХД фирмы “Факел”. По модели была рассчитана величина падение потенциала $U_{за}$ в зоне ускорения вне РК (рис. 2), составляющая более 50 % разрядного напряжения, которая использовалась далее для двумерного расчёта параметров плазмы методом частиц.

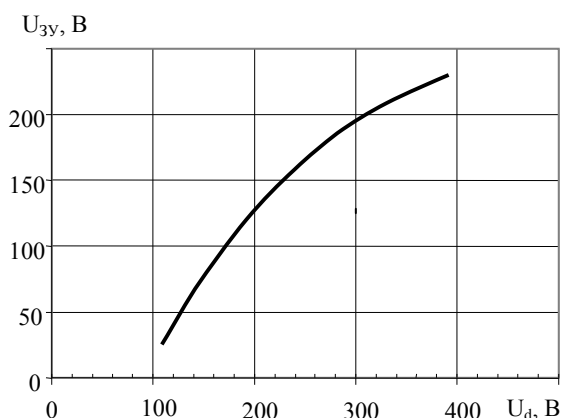


Рис. 2. Перепад потенциала $U_{зу}$ в ЗУ вне разрядной камеры при различных напряжениях разряда U_d ХД производства “Факел”

3. Распределение электронов вдоль силовых линий магнитного поля

Для описания распределения электронов и электрического потенциала вдоль силовой линии магнитного поля обычно используется т.н. уравнение “термализованного потенциала”, предложенное А. Морозовым [3], в котором пренебрегается влиянием магнитного поля на эти распределения. Однако в ХД характерное возрастание индукции от 15 мТл до 20 мТл на протяжении 1 см создаёт известный эффект “магнитного зеркала”, что не учитывается уравнением “термализованного потенциала” и ведёт к погрешностям при определении электрического поля в ХД. Предлагается учесть эффект “магнитного зеркала” следующим образом. Поток электронов $q_e = \langle v_r \cdot n_e \rangle$ и распределение концентрации электронов n_e вдоль силовой линии магнитного поля могут быть определены, учитывая уравнение сохранения адиабатического инварианта $(V_y^2 + V_z^2)/B = \text{const}$, где V_y и V_z – компоненты скорости электрона, перпендикулярные силовой линии магнитного поля B , и V_r – продольная компонента. Обозначая функцию распределения электронов по

энергиям (ФРЭЭ) через $f(v_x, v_y, v_r, T_e)$, поток электронов вдоль силовой линии магнитного поля из точки, где индукция - B_0 и потенциал ϕ_0 в точку, где индукция B и потенциал ϕ , при перепаде потенциала $\Delta\phi = \phi_0 - \phi$ определяется выражением

$$q_e = 2 \cdot \int_0^{\frac{v_r}{\sqrt{B/B_0-1}}} dv_x \cdot 2 \cdot \int_0^{\sqrt{\frac{v_r^2}{B/B_0-1} - v_x^2}} dv_y \times \\ \times \int_{\sqrt{\Delta\phi \cdot 2 \cdot q/m}}^{\infty} v_r \cdot f(v_x, v_y, v_z, T_e) \cdot dv_r.$$

Результаты расчётов показывают значительное ограничение потока электронов к стенкам РК вследствие

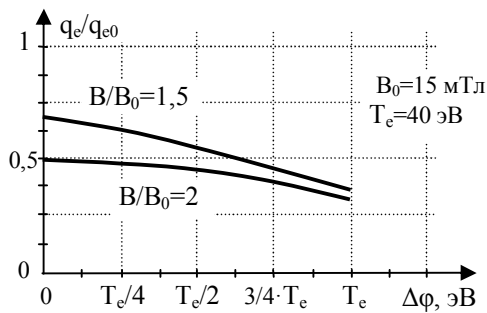


Рис. 3. Изменение потока электронов q_e/q_{e0} вдоль силовой линии магнитного поля

ствие градиента магнитного поля (рис. 3).

4. Перепад потенциалов в пристеночном слое плазмы

Противоречие между ожидаемым согласно [4], охлаждением электронов на стенках и экспериментальным фактом о существовании электронов в РК с температурой более 40 эВ [5, 6] может быть устранено, если предположить следующее. ФРЭЭ близка к Максвелловской, но не содержит электронов высоких энергий. В настоящее время нет достоверного описания физических процессов, в которых бы происходила максвеллизация электронов за период их движения между стенками РК. Также сложно использовать для анализа данные о функции распределения электронов полученные зондовым методом в диапазоне энергий более $5T_e$, в котором величины ионного и электронного тока на зонд близки.

Полагая, что энергии электронов ограничены величиной $4T_e$, рассчитано падение потенциала $\Delta\phi_w$ между плазмой и стенкой РК в т.н. пристеночном слое в некотором диапазоне температур электронов T_e (рис. 4). Для этого составлено уравнение баланса радиальных потоков ионов и электронов $q_i = q_e$ на поверхность РК. Поток ионов q_i определяется выражением

$$q_i = \frac{V_{lim}}{\sqrt{\Delta\phi_w \cdot 2 \cdot q/m}} \int_{-\infty}^{V_{lim}} v_r \cdot [1 - S(\varepsilon)] \cdot dv_r \cdot \int_{-\infty}^{V_{lim}} dv_x \times \\ \times \int_{-\infty}^{V_{lim}} f(v_x, v_y, v_z, T_e) \cdot dv_y,$$

где $q_i = \langle V_{ir} \cdot n_i \rangle$ – поток ионов на границе плазмы и пристеночного слоя;

$v_{lim} \sim (\varepsilon_{lim})^{1/2}$, $v_{lim} = (4 \cdot T_e \cdot 2/m)^{1/2}$ – предельная скорость электрона;

$S(\varepsilon) = S_{max} \cdot \exp(2 \cdot (1 - (\varepsilon/\varepsilon_{max})^{1/2}) \cdot \varepsilon/\varepsilon_{max})$ – коэффициент вторичной эмиссии электронов;

ε – энергия электрона падающего на поверхность РК, $S_{max} = 2,5$ и $\varepsilon_{max} = 500$ эВ для материала камеры BN-SiO₂.

Радиальная компонента скорости потока ионов V_{ir} определяется хаотической составляющей скорости атома (100...200 м/с) и энергией, полученной ионом при ускорении радиальной компонентой электрического поля в пространстве РК вне слоя.

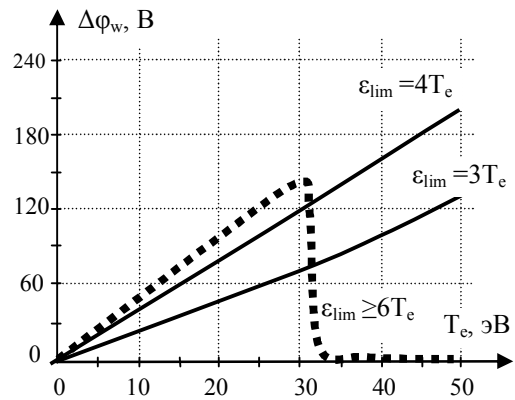


Рис. 4. Расчётная зависимость перепада потенциала к стенке $\Delta\phi_w$ от температуры электронов T_e для материала BN-SiO₂. Энергия электронов в ФРЭЭ ограничена величиной ε_{lim}

5. Расчёт параметров плазмы в разрядной камере

Интенсивность ионообразования Q_i (количество ионов рождающихся в единице объёма за секунду), концентрация электронов n_e и средняя энергия электронов ε в разрядном промежутке были рассчитаны на основе метода вероятностного моделирования подобно [8]. При этом были использованы характерные для ХД формы кривых распределения продольного электрического E_x и магнитного полей (рис. 1) и величины падения потенциала в РК и за её пределами, рассчитанные ранее в разделе 2 по одномерной гидродинамической модели. Варьировалась величина радиальной составляющей электрического поля E_r . В тестовой расчётной задаче вели-

чина тяги не выходила за пределы 4 ... 4,4 г, при том, что экспериментальная величина – 4 г.

Некоторые результаты расчёта параметров плазмы в РК ХД моделей М-70 ... М-290 (например с наружным диаметром $D=70$ мм, шириной канала $b_k=15$ мм, при разрядном напряжении 280 В, индукции радиального магнитного поля 16 мТл, массовом расходе РТ через анодный блок 2.5 мг/с) при $E_r \neq 0$ приведены в табл. 1, 2, где: ε – средняя энергия электронов; E_r , E_x – радиальная и осевая компоненты электрического поля. Величины E_r определялись условием балансировки потоков электронов и ионов на поверхность РК.

Таблица 1
Параметры плазмы у внешней стенки РК

Расстояние от края РК, мм	1	2	3	4	5	6	7
E_x E_r В/мм	27 2,4	27 3,5	14 4,0	6,8 4,1	2,9 4,1	0,8 4,2	0 4,2
ε , эВ	41	36	23	13	12	8	8
Q_i , 10^{14} шт/с/мм ³	2,1	2,5	1,8	1,3	0,9	1,0	0,9

Таблица 2
Параметры плазмы у внутренней стенки РК

Расстояние от края РК, мм	1	2	3	4	5	6	7
E_x E_r В/мм	27 2,5	27 3,6	14 4,1	6,8 4,2	2,9 4,2	0,8 4,3	0 4,3
ε , эВ	48	36	20	12	10	9	9
Q_i , 10^{14} шт/с/мм ³	2,1	5,0	5,3	3,9	3,0	1,6	0,5

Анализ результатов расчётов показал, что при искусственном условии $E_r=0$ лишь 55% атомов газа ионизируется и расчётная величина тяги составила 2,6 г, тогда как экспериментальная величина – 4 г при условии $E_r \neq 0$.

6. Расчёт профиля эрозии разрядной камеры

Для расчёта профиля эрозии стенок РК было определено распределение температуры рабочей поверхности РК на основе баланса потоков энергии частиц из плазмы на поверхность РК и энергии излучаемой со всей поверхности РК (рис. 5). Излучение с поверхности площадью S при температуре T_s определялось по известному соотношению Стефана-Больцмана для серого тела $N_{rad}=S \cdot \varepsilon \cdot T_s^4 \cdot \sigma$, где коэффициенты $\varepsilon=0.5$ и $\sigma=5.6 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м²·К⁴). Для расчёта температуры T_s поверхности, которая не контактирует с плазмой, учтена передача тепла N_{con} к этой

поверхности от стенки, контактирующей с плазмой, с коэффициентом теплопроводности материала РК $\lambda=0,44$ Вт/(К·м).

Для определения потока энергии N_e , приносимой электронами с зарядом q на поверхность РК, учитывая, что электроны преодолевают запирающий слой с перепадом потенциала $\Delta\phi_w$, оценивая температуру электронов T_e по средней энергии электронов ε (табл. 1, 2) использовано уравнение $N_e=n_e \cdot \exp(-\Delta\phi_w/T_e) \cdot (T_e \cdot 2 \cdot q/\pi/m_e)^{1/2}$. На входе в РК поток N_e приносит энергию ≈ 0.1 Вт/мм².

Зависимость пристеночного перепада потенциала $\Delta\phi_w$ была определена ранее (рис. 4.) Анализируя величины потоков энергии на стенку, можно сделать вывод о том, что более 90 % энергии на поверхность приносят электроны.

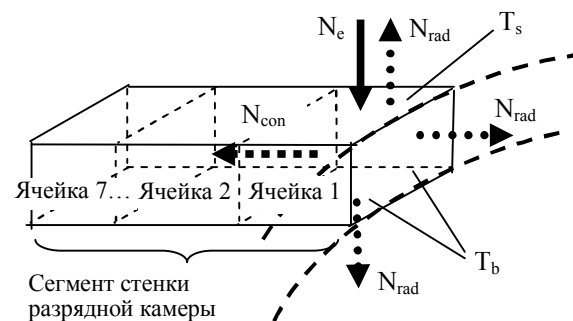


Рис. 5. Баланс потоков энергии через границы условно выделенной ячейки внутренней стенки РК

При проведении расчётов эрозии стенок РК, с помощью ограниченного числа частиц моделировалось движение ионов, рождающихся в разрядной камере с интенсивностью Q_i (табл. 1, 2), принимая во внимание, что начальная скорость иона равна скорости атома (случайная величина, распределенная в соответствии с Максвелловской функцией), а также учитывая распределение электрического потенциала ϕ (перпендикулярно поверхности РК) в пристеночном слое, определенное по уравнению Пуассона.

Учтена характерная зависимость коэффициента Y поверхностного распыления материала РК от угла падения иона на поверхность и зависимость коэффициента Y от энергии иона как это сделано в [2, 3]. При расчёте варьировалась величина радиальной составляющей электрического поля E_r вне пристеночного слоя. При проведении расчётов полагалось, что интенсивность рождения ионов Q_i в областях канала, вновь появившихся и увеличивающихся в объёме по мере распыления стенок РК (что увеличивает ширину канала) уменьшается из-за уменьшения концентрации нейтральных частиц в этих областях.

Результаты расчётов – глубина эрозии на различном удалении от края РК на протяжении 1000 часов работы ХД типа М-70 для условий, когда радиальная компонента электрического поля E_r не

равна нулю и когда $E_r=0$, приведены на рис. 6 – 9, на которых также указана рассчитанная температура T_s поверхности РК.

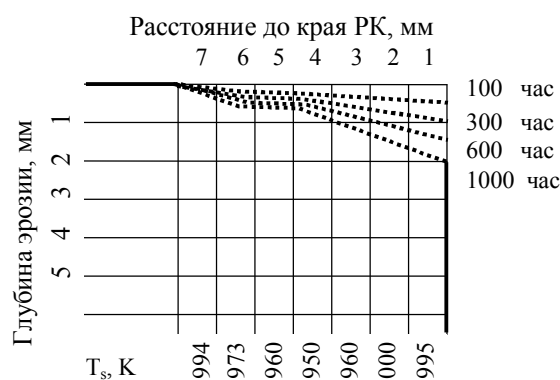


Рис. 6. Изменение профиля внешней стенки РК при температуре поверхности T_s и радиальной компоненте $E_r=0$. Расчетная величина тяги 4,2 г

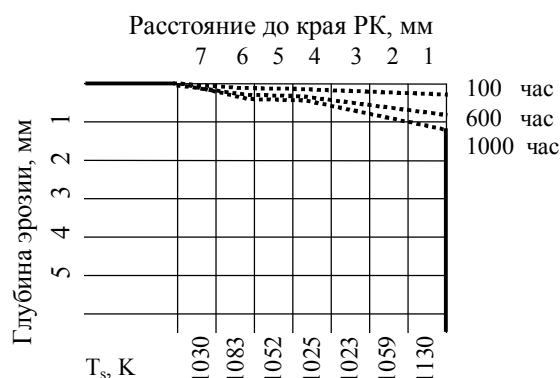


Рис. 8. Изменение профиля внешней стенки РК при температуре поверхности T_s и радиальной компоненте $E_r=0$. Расчетная величина тяги 2,6 г

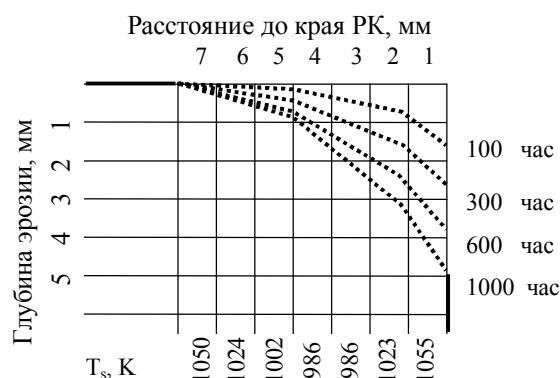


Рис. 7. Изменение профиля внутренней стенки РК при температуре поверхности T_s и радиальной компоненте $E_r=0$. Расчетная величина тяги 4,2 г

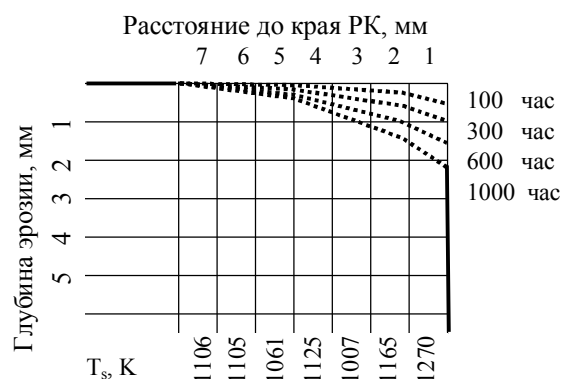


Рис. 9. Изменение профиля внутренней стенки РК при температуре поверхности T_s и радиальной компоненте $E_r=0$. Расчетная величина тяги 2,6 г

Заключение

Пристеночный запирающий электроны слой может существовать при „сверхкритической„ температуре в 40 эВ и более, при условии, что энергии электронов в функции распределения ограничены величиной $4T_e$.

Распределение Дрюестейна, возможно, было бы более точным аналогом действительного распределения частиц по скоростям.

Расчитанная скорость изменения профиля (рис. 6, 7) соответствует с погрешностью до 10 % скорости эрозии камеры двигателя М-100 (из модельного ряда М-70 ... М-290 изготовителя - „Факел“, Россия), который прошёл ресурсные испытания в России и других странах.

Результаты расчёта характеристик двигателя и эрозии РК (рис. 8, 9) при условии, что радиальная

компонента объёмного электрического поля близка к нулю ($E_r \rightarrow 0$) и ионы движутся к стенке РК благодаря их хаотической составляющей скорости показали не соответствие экспериментальным данным, но позволили проанализировать гипотетическую ситуацию и сделать следующие выводы. Снижение E_r не только уменьшает поток ионов на стенку РК, но и ведёт к росту потока электронов на поверхность камеры с последующим их охлаждением и быстрым уходом на анод, что ведёт к росту разрядного тока, уменьшает интенсивность рождения ионов в разрядной камере и снижает тягу.

Дальнейшее совершенствование метода оценки ресурса разрядной камеры ХД планируется путём уточнения распределения электрического потенциала в разрядном промежутке, исследуя закономерности проводимости плазмы в скрещенных электрическом и магнитном полях.

Литература

1. Makowski K. Influence of the plasma/wall interaction on the operation of Hall thrusters / K. Makowski, S. Barral, Z. Peradzyński // *Proc. of the 3rd Intern. Conf. on Spacecraft Propulsion*. – Cannes (France). – 2000. – 12p. (Paper № 2000-204).

2. Khartov S.A. SPT's high lifetime – some problems of solution / S.A. Khartov, A.B. Nadiradze, Y.V. Zikeeva // *Proc. of the 29th Int. Electric Propulsion Conf.* – Princeton (USA). – 2005. – 9 p. (Paper № 2005-62).

3. Morozov A.I. Fundamentals of Stationary Plasma Thruster Theory / A.I. Morozov, V.V. Savelyev // *Reviews of Plasma Physics*. – New-York (USA). – 2000. – Vol. 21. – P. 56 - 63.

4. Yim J.T. A Hydrodynamic-Based Erosion Model for Hall Thrusters / J.T. Yim, M. Keidar, I.D. Boyd // *Proc. of the 29th Int. Electric Propulsion Conf.* – Princeton (USA), 2005. – 15 p. (Paper № 2005-13).

5. Linnell J.A. Internal Plasma Structure Measurements of a Hall Thruster Using Xenon and Krypton

Propellant / J.A. Linnell, A.D. Gallimore // *Proc. of the 29th Int. Electric Propulsion Conf.* – Princeton (USA). – 2005. – 17 p. (Paper № 2005-24).

6. Raitses Y. The Dependence of the Electron Temperature on the Discharge Voltage for Different Hall Thruster Configurations / Y. Raitses, A. Smirnov, D. Staack // *Proc. of the 29th Int. Electric Propulsion Conf.* – Princeton (USA), 2005. – 8p. (Paper № 2005-52).

7. A study of some physical processes in the Hall thruster, operated in the discharge voltage up to 1000 V / S. Oghienko, V. Bilokon, A. Oransky, A. Bober // *Proc. of the 30th Int. Electric Propulsion Conf.* – Florence (Italy), 2007. – 16 p. (Paper № 2007-11).

8. Oghienko S. Visualization of the charged particles movement features in conditions, which are characteristic for the Hall Thruster discharge interval / S. Oghienko, Y. Setrakova // *Proc. of the 30th Int. Electric Propulsion Conf.* – Florence (Italy), 2007. – 5p. (Paper № 2007-105).

Поступила в редакцию 25.01.2011

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры “Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов” А.И. Оранский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

ДВА ПІДХОДА ДО ВИВЧЕННЯ ПРОЦЕСУ ЕРОЗІЇ РОЗРЯДНОЇ КАМЕРИ ДВИГУНА ХОЛЛА

С.А. Огієнко

Вивчається проблема обмеження ресурсу двигуна Холла внаслідок розпилення його розрядної камери іонним струменем. Розраховано зміну профілю поверхні розрядної камери двигуна, розробленого одним з мирових лідерів-виробників фірмою “Факел”, шляхом чисельного двомірного моделювання руху іонів на основі попереднього розрахунку: характерного розподілу електричного потенціалу у розрядній камері та поза неї на базі гідродинамічної одномірної моделі; перепаду потенціалу у пристіночному слої; двомірного розподілу інтенсивності народження іонів у розрядній камері методом частинок. При розрахунку вважалося, що струмінь іонів на стінку розрядної камери формується: або об'ємним дефокусуєчим електричним полем; або внаслідок хаотичної складової швидкості руху іонів.

Ключові слова: двигун Холла, ресурс розрядної камери, іонне розпилення, чисельне моделювання.

TWO APPROACHES TO THE HALL THRUSTER DISCHARGE CHAMBER EROSION PROCESS STUDYING

S.A. Oghienko

The problem of Hall thruster resource restriction owing to ion stream sputtering of its discharge chamber is studied. It is calculated the discharge chamber surface profile modification of the thruster, designed by “Fakel” - one of the world leader of manufacturing, by numerical bidirectional modeling of ion movement on the basis of preliminary determining of: characteristic distribution of electric potential in the discharge chamber and outside of it base on the hydrodynamical one-dimensional modeling; potential drop in close to the wall layer; bidimensional distribution of ion origin intensity in the discharge chamber by a method of particles. By calculation it was suppose that the stream of ions to the discharge chamber wall is formed: or by the volumetric defocusing electric field; or owing to chaotic component of ion movement velocity.

Key words: Hall thruster, discharge chamber resource, ion sputtering, numerical modeling.

Огиенко Сергей Анатольевич – канд. техн. наук, старший научн. сотр. кафедры “Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов” Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: oghienko@yahoo.com.

УДК 621.3:681.34

**В.В. ЛУКИН¹, С.С. КРИВЕНКО¹, М.С. ЗРЯХОВ¹, М.А. ПОПОВ²,
С.А. СТАНКЕВИЧ², Л.П. ЛИЩЕНКО²**¹*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина;*²*Центр аэрокосмических исследований Земли АН Украины, Украина*

СЖАТИЕ ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ С ПОТЕРЯМИ И ИХ КЛАССИФИКАЦИЯ

Проанализировано влияние сжатия гиперспектральных изображений дистанционного зондирования на надежность решения конечной задачи извлечения полезной информации, в частности, классификации различных типов участков поверхности. Показано, что при использовании сжатия с потерями при условии выполнения определенных ограничений на уровень вносимых искажений возможно решение конечных задач с практически такой же эффективностью, что и при использовании исходных (несжатых) данных. Вносимые искажения целесообразно контролировать, используя метрику визуального качества PSNR-HVS-M, значения которой должны превышать 41,5 дБ.

Ключевые слова: сжатие гиперспектральных изображений, надежность классификации, критерии

Введение

Эффективным средством мониторинга поверхности Земли и других планет являются средства дистанционного зондирования (ДЗ) авиационного и космического базирования [1]. Большинство современных систем являются многоканальными, где под многоканальным режимом в широком смысле понимается формирование изображений одного и того же участка поверхности с использованием нескольких частот (длин волн), поляризаций, углов визирования и т.д. Одним из типов многоканальных систем ДЗ являются средства гиперспектральной съемки, которые «перекрывают» оптический и ближний инфракрасный диапазоны электромагнитных волн с высоким спектральным разрешением (порядка единиц нанометров) и хорошим пространственным разрешением (от единиц до десятков метров) [1], формируя одновременно десятки и даже сотни практически совмещенных между собой изображений. Примерами таких систем и гиперспектральных сенсоров являются AVIRIS, HYDICE, Hyperion, CASI, CHRIS-PROBA и др.

С одной стороны, такие системы ДЗ потенциально позволяют решать широкий круг разнообразных задач для различных применений [1, 2]. С другой стороны, при передаче соответствующих данных ДЗ на Землю и пользователям, при обработке таких изображений и извлечении из них полезной информации возникает ряд проблем [1 – 3].

Прежде всего, проблемой является огромный объем информационных данных, которые необходимо передавать по каналам связи и обрабатывать. Например, стандартный размер гиперспектрального

изображения, формируемого системой авиационного базирования AVIRIS, составляет примерно 135 Мегабайт (512х614 пикселей, 2 байта на отсчет, 224 спектральных канала), что соответствует участку местности примерно 10км x 12км. Поэтому широко применяют методы сжатия гиперспектральных данных [1, 3 – 7].

Сжатие без потерь обеспечивает коэффициент сжатия (КС) гиперспектральных изображений (ГСИ) порядка 3...4 [4] при учете межканальной корреляции и примерно вдвое меньше при сжатии каждого изображения отдельно. С одной стороны, при использовании сжатия без потерь в данные ДЗ не вносятся никаких искажений. С другой стороны, указанные выше значения КС не всегда удовлетворяют требованиям практики. Поэтому в настоящее время большое внимание уделяется разработке и применению методов сжатия данных гиперспектрального ДЗ с потерями [5 – 7], которые способны обеспечивать значения КС порядка десятков и даже более.

При разработке методов сжатия с потерями необходимо учитывать ряд моментов.

Во-первых, целью получения данных гиперспектрального ДЗ является решение конечных задач классификации типов земных покровов, обнаружения и локализации загрязненных участков местности, определение их минералогического состава и т.д., то есть фактически решение задач распознавания и классификации. При этом часто нет необходимости обрабатывать данные во всех каналах гиперспектрального снимка, достаточно использовать 8...12 наиболее информативных каналов [2]. В зависимости от конкретной задачи набор этих каналов может быть различным, но в любом случае пользо-

вателю необходимо передавать не полный куб (трехмерный массив) данных, а лишь его часть, что эквивалентно сжатию.

Во-вторых, применение сжатия с потерями не всегда приводит к ухудшению эффективности решения конечных задач. При определенных условиях, которые зависят от уровня помех в изображениях, свойств (степени сложности) изображений и используемых КС и кодера, эффективность решения конечных задач, например классификации, может оставаться практически такой же, как и при классификации исходных (несжатых или сжатых без потерь) данных ДЗ [8, 9].

В-третьих, для методов сжатия гиперспектральных изображений с потерями в настоящее время не существует общепринятых метрик качества [10-12]. Очевидно лишь, что традиционные метрики, например среднеквадратическая ошибка вносимых при сжатии с потерями искажений, не являются приемлемыми для рассматриваемых приложений по ряду причин. Одними из основных причин являются существенное различие динамических диапазонов значений изображений и различие отношений сигнал-шум в каналах [1, 13, 14].

В связи с этим **актуальной задачей** является разработка и анализ эффективности методов сжатия гиперспектральных изображений с потерями с использованием других метрик качества.

Цель данной статьи состоит в исследовании эффективности подхода к сжатию с потерями, основанного на обеспечении визуально незаметных искажений [15, 16], с точки зрения влияния этих искажений на вероятность правильного обнаружения загрязненных участков местности по данным гиперспектральной космосъемки [17]. Практической задачей является также выбор параметров сжатия с потерями, при которых обеспечивается такая же вероятность правильного обнаружения и классификации, что и при решении этой задачи по исходным данным гиперспектрального ДЗ.

Характерные свойства изображений гиперспектрального дистанционного зондирования

Гиперспектральные изображения ДЗ характеризуются рядом специфических свойств, отличающих их от обычных черно-белых и цветных оптических изображений. Первое отличие состоит в том, что изображения в n -м ($I_{ij}(n), i = 1, \dots, I, j = 1, \dots, J$) и $n+1$ -м ($I_{ij}(n+1), i = 1, \dots, I, j = 1, \dots, J$) спектральных каналах обычно имеют коэффициент корреляции, близкий к единице (I, J – размеры изображения по

горизонтали и вертикали) [1, 4, 13]. Напомним, что коэффициенты корреляции цветовых компонент R, G и B цветных изображений обычно порядка 0,8, то есть заметно меньше [18]. Такое отличие связано с тем, что для соседних каналов гиперспектрального изображения отличия длин волн гораздо меньше, чем длин волн при RGB представлении цветных оптических изображений.

Таким образом, гиперспектральные изображения обладают высокой степенью избыточности. Если несколько соседних каналов имеют коэффициенты корреляции, близкие к единице, то их совместное использование практически не дает дополнительной информации о зондируемой поверхности за исключением того, что имеется возможность снизить уровень помех благодаря квазикогерентному накоплению. Именно в связи с высокой степенью избыточности гиперспектральных изображений на практике оказывается достаточным использовать ограниченное (значительно меньшее, чем общее) количество каналов при распознавании и классификации без ущерба для надежности решения этих задач [2].

Второе отличие состоит в следующем. Для RGB цветных изображений характеристики помех и, соответственно, отношения сигнал-шум (ОСШ) в компонентных изображениях обычно полагают идентичными или, по крайней мере, достаточно близкими [18].

Для компонент гиперспектрального изображения как дисперсии помех, так и отношения сигнал-шум обычно существенно различаются. В частности, ОСШ изменяется от единиц дБ (таких спектральных каналов немного) до 20...30 дБ (таких каналов большинство). Это связано как с отличием уровня помех в разных спектральных каналах, так и, прежде всего, с существенным различием динамических диапазонов данных [1, 13].

Динамический диапазон для каждого n -го спектрального канала можно характеризовать разностью максимального и минимального значений $I^{\max}(n) - I^{\min}(n)$. При этом значения $I^{\max}(n)$ могут варьироваться от нескольких десятков до десятков тысяч, а значения $I^{\min}(n)$ имеют порядок единиц и десятков, причем они могут быть как положительными, так и отрицательными в связи с особенностями используемых сенсоров.

Поэтому для представления гиперспектральных данных ДЗ обычно используют 2 байта на отсчет, где один из битов – знаковый. В этом состоит третье отличие гиперспектральных и обычных оптических изображений. Указанные особенности будут учтены в дальнейшем при разработке методов сжатия с потерями.

Требования к методам сжатия с потерями и метрикам качества

В большинстве работ, посвященных сжатию изображений с потерями, основное внимание уделяется анализу зависимостей некоторых стандартных метрик (среднеквадратической ошибки (СКОш) вносимых искажений или пикового отношения сигнал-шум (ПОСШ), однозначно связанного со СКОш при 8-битном представлении данных) от КС или параметра bpp (bits per pixel), который при 8-битном представлении равен 8/КС. Эти зависимости обычно анализируют для стандартного набора черно-белых или цветных изображений, сравнивая между собой различные методы сжатия с потерями [19,20].

С учетом широких пределов варьирования динамического диапазона $I^{\max}(n) - I^{\min}(n)$ очевидно, что СКОш не способна адекватно описывать искажения, вносимые при сжатии с потерями изображения в n -м спектральном канале [21]. Одно и то же значение СКОш в канале с малым $I^{\max}(n) - I^{\min}(n)$ приведет к явной деградации качества изображения, а в канале с большим динамическим диапазоном внесенные искажения будут незаметны. Эти особенности часто не учитываются разработчиками методов сжатия с потерями, которые предусматривают на первом этапе спектральную декорреляцию куба данных с использованием тех или иных преобразований (вейвлетов, дискретного косинусного, Карунена-Лоева и т.д.) [7,11]. Поэтому рядом авторов [12,21] подчеркивается, что метрики, характеризующие качество сжатия, должны так или иначе использовать нормировку с учетом динамического диапазона данных. ПОСШ, рассчитываемое как

$$\text{PSNR}(n) = 10 \lg((I^{\max}(n) - I^{\min}(n))^2 / \text{MSE}(n)), \quad (1)$$

использует такую нормировку, где $\text{MSE}(n)$ – СКОш искажений, вносимых в изображение в n -м спектральном канале.

Вместе с тем, и $\text{PSNR}(n)$ не является достаточно адекватной метрикой для рассматриваемого приложения. ПОСШ достаточно жестко связано с вероятностями правильного обнаружения и правильной классификации для площадных объектов, включающих сотни пикселей. Однако при обнаружении и классификации малоразмерных объектов, содержащих от единиц до 10...15 пикселей, что обычно имеет место для участков загрязнений и участков городской застройки, целесообразно оперировать метриками, учитывающими визуальное качество изображений, искаженных помехами или эффектами, связанными с использованием сжатия с потерями [22, 23].

Отметим, что метрики, учитывающие визуальное качество, в частности SSIM [19], уже использовались для описания качества данных ДЗ. Однако в последние годы показано [24, 25], что для описания визуального качества изображений, искаженных помехами или сжатых с потерями, более подходят метрики MSSIM [26] и PSNR-HVS-M [27]. Метрика MSSIM может быть рассчитана для изображений с любым динамическим диапазоном, не изменяясь при масштабировании изображения и имея значения от 0 (очень плохое визуальное качество) до 1 (идеальное качество). Более того, при значениях MSSIM, превышающих 0,99, можно говорить о том, что искажения, внесенные в изображение, визуальное практически не заметны [28]. Значения метрики PSNR-HVS-M (дБ) возрастают при улучшении визуального качества изображения. Искажения практически не заметны визуальное, если значения PSNR-HVS-M больше 40дБ. Напомним, что PSNR-HVS-M рассчитывается как

$$\begin{aligned} \text{PSNR-HVS-M}(n) = \\ = 10 \lg((I^{\max}(n) - I^{\min}(n))^2 / \text{MSE}_{\text{HVS-M}}(n)), \quad (2) \end{aligned}$$

где $\text{MSE}_{\text{HVS-M}}(n)$ – аналог СКОш, рассчитанный в области коэффициентов ДКП с учетом разной чувствительности зрения человека к искажениям в области разных пространственных частот и эффектов маскирования.

Целесообразность использования метрик качества, учитывающих аспекты визуального восприятия, обусловлена также следующими соображениями. Во-первых, до сих пор тематический анализ данных ДЗ часто осуществляется опытными дешифровщиками снимков (для этого многоканальные данные представляются в виде псевдоцветов). Естественно, что визуальное заметные искажения (изменения) цветов приведут к изменению результатов дешифрирования. Во-вторых, автоматические классификаторы данных гиперспектрального ДЗ (на основе нейросетей и опорных векторов) работают с векторами признаков, причем среди основных признаков остаются значения изображений в спектральных каналах. Вектора таких признаков определяют «цвета» в многомерном пространстве, поэтому существенные искажения хотя бы нескольких компонент вектора признаков способны привести к неправильной классификации конкретного пикселя (вокселя) многомерных данных.

Таким образом, будем в основном опираться на использование метрик MSSIM [26] и PSNR-HVS-M [27] при сжатии гиперспектральных данных ДЗ с потерями. При этом учтем другие требования к методам сжатия. Прежде всего, это необходимость обеспечивать сжатие с заданными параметрами автоматически, без участия оператора. Кодеры

JPEG2000 и SPIHT [29] способны автоматически обеспечить заданную степень сжатия, но не способны обеспечить требуемые значения ПОСШ или других метрик за одну итерацию. Другие кодеры, например, обычный JPEG или AGU [30], не способны за одну итерацию обеспечить ни заданную степень сжатия, ни требуемое значение используемой метрики. Разработаны итерационные процедуры сжатия, позволяющие обеспечить требуемое значение используемой метрики с приемлемой точностью [31, 32], но вопрос повышения их быстродействия остается актуальным.

Напомним, что обеспечение заданного качества сжатых изображений в соответствии с выбранной метрикой является приоритетным требованием для рассматриваемого приложения. Но повышение КС также важно. В этом плане возможны два варианта. Для одних практических ситуаций может быть поставлено условие использовать только стандарты сжатия, то есть JPEG2000 или JPEG. Результаты, представленные в работе [28] показывают, что при обеспечении MSSIM порядка 0,99 или PSNR-HVS-M порядка 40 дБ КС для JPEG не меньше, чем для JPEG2000. Если же можно использовать другие (не стандартные) кодеры, то модификация кодера AGU, названная AGU-M [15,28] представляется хорошим практическим решением по ряду причин. Во-первых, кодирование выполняется достаточно быстро, поскольку используется ДКП в блоках фиксированного размера (32x32 пикселя). Во-вторых, согласно зависимостям PSNR-HVS-M от КС этот кодер существенно лучше JPEG2000 и JPEG, то есть он позволяет обеспечивать заданное значение PSNR-HVS-M при значительно большем КС [28]. Управление степенью сжатия при этом выполняется шагом квантования (ШК).

Сжатие с внесением визуально незаметных искажений

В данном подразделе рассмотрим методы сжатия с потерями, применяемые к гиперспектральным данным ДЗ поканально (раздельно). В принципе, с точки зрения обеспечения более высокого КС при одном и том же уровне вносимых искажений сжатие гиперспектральных изображений целесообразно выполнять с использованием трехмерных кодеров, способных учесть межканальную корреляцию данных [3, 4, 7, 11]. Однако в этом случае извлечь набор необходимых для классификации каналов из общего файла сжатых данных можно только после декомпрессии всего куба гиперспектральных данных. Если же сжатие для каждого спектрального канала производится раздельно, то передавать данные пользователю или распаковывать их для решения

конкретной задачи можно не целиком, а только для нужных каналов.

Прежде всего, отметим, что сжатие может осуществляться как с использованием предварительного преобразования изображений, так и без преобразования. В частности, в работе [16] предложено выполнять прямое преобразование изображения в каждом канале с учетом значений $I^{\max}(n)$ и $I^{\min}(n)$ таким образом, чтобы после преобразования получить преобразованные значения $I_{tr}^{\min}(n) = 0$ и $128 \leq I_{tr}^{\max}(n) \leq 255$. Параметры преобразования запоминаются и кодируются как вспомогательная информация, а затем используются после декомпрессии для выполнения обратного преобразования, если это необходимо. Указанное выше прямое преобразование позволяет применять кодеры, разработанные для сжатия изображений в стандартном 8-битном представлении (не все кодеры имеют версии для работы с двухбайтовыми числами), а также визуализировать изображения после декомпрессии (не все программные средства позволяют визуализировать изображения, имеющие отрицательные значения). Если же кодер способен сжимать изображения, представленные как двухбайтовый двумерный массив данных с положительными и отрицательными значениями, то применять предварительные преобразования нет необходимости. Ниже рассмотрим результаты сжатия с применением предварительного преобразования [16].

На первом этапе исследования кодер AGU-M был применен к компонентным изображениям гиперспектральных данных Lunar Lake системы AVIRIS с обеспечением PSNR-HVS-M=40 дБ с точностью 0,2 дБ.

В результате был получен КС=20,47 (для всего куба данных) при количестве итераций от 8 до 11 в зависимости от характеристик изображения в каждом конкретном канале. Аналогичные результаты получены для другого стандартного тестового изображения системы AVIRIS, которое называется Cuprite. КС для каналов варьируется от 5 до 40, оставаясь, в основном, порядка 15...20 для каналов с большим ОСШ и меньшим для каналов с малым ОСШ. Для других стандартных тестовых гиперспектральных изображений системы AVIRIS, имеющих более сложную структуру (Jasper Ridge, Moffett Field), КС изменяется в пределах от 3,5 до 30 и для большинства каналов он лежит в пределах 8...15.

Разработанная методика сжатия была применена и к гиперспектральным изображениям, сформированным системой HYPERION (см. изображение центральной части Киева, полученное 01.09.2002, для одного из каналов на рис. 1). Значения КС име-

ют тот же порядок, что и для изображений системы AVIRIS (см. график значений КС от номера канала этого 242-зонального изображения на рис. 2). Для большинства каналов КС лежит в пределах от 10 до 20, лишь для двух групп каналов с малым отношением сигнал-шум значения КС заметно меньше – около 6,5.

Причина состоит в том, что при сжатии обеспечивается отсутствие визуальных отличий исходного (искаженного визуально заметным шумом) и сжатого изображений, поэтому значительная часть бит в сжатом изображении тратится на «сохранение шума», что не позволяет достичь больших КС.



Рис. 1. 14-й канал ГСИ, сформированного системой HYPERION

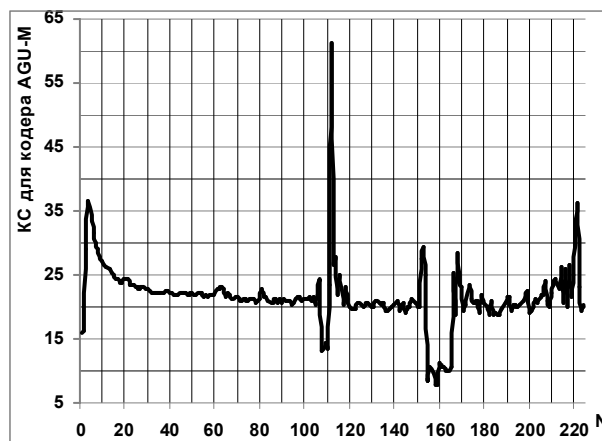


Рис. 2. Зависимость КС от номера канала

Зависимость PSNR-HVS-M, обеспеченного автоматической процедурой сжатия, от номера канала приведена на рис. 3. Напомним, что требовалось обеспечить PSNR-HVS-M, отличающийся от 40 дБ не более, чем на 0,2 дБ. Как видно из графика, для большинства каналов эта ошибка существенно меньше 0,2 дБ, то есть процедура успешно справилась с поставленной задачей.

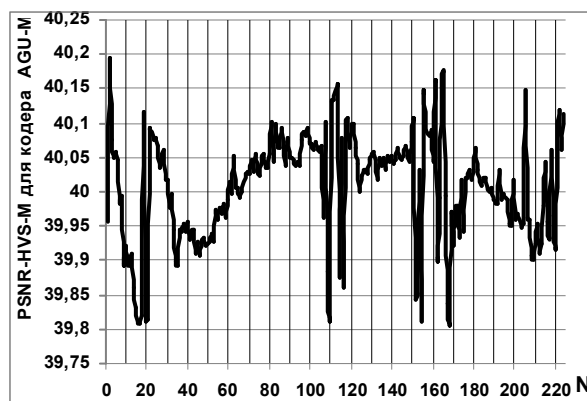


Рис. 3. Зависимость PSNR-HVS-M от номера канала

Значения шага квантования, с помощью которого управляется (изменяется) КС для кодера AGU-M, для соседних каналов также достаточно близки. Если исходные изображения, которые представлены двухбайтовыми числами, предварительно нормируются к диапазону 0...255, то шаг квантования, при котором обеспечиваются требуемые PSNR-HVS-M и MSSIM, примерно равен 11 (см. график на рис. 4).

В общем виде, шаг квантования примерно равен $(I_{\max} - I_{\min}) / 20$. Вносимая при этом среднеквадратическая ошибка имеет порядок $(I_{\max} - I_{\min})^2 / 2000$, а сами искажения распределены по гауссову закону.

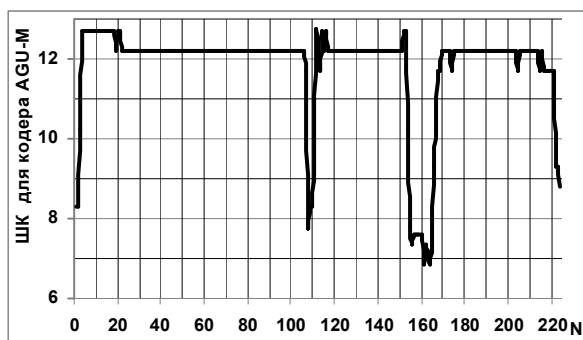


Рис. 4. Значения ШК для разных каналов

Как уже отмечалось, процедура обеспечения заданного PSNR-HVS-M или MSSIM является итеративной и, как правило, требует 7 или 8 итераций сжатия и декомпрессии каждого изображения прежде, чем будет обеспечена нужная степень сжатия (рис. 5).

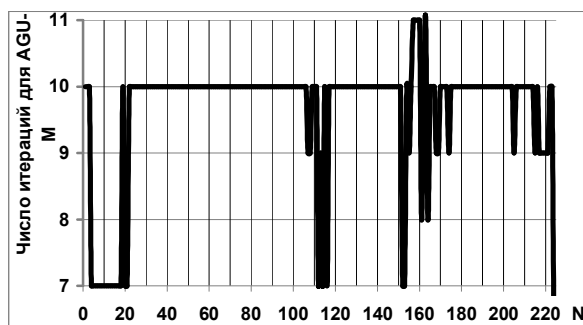


Рис. 5. Число итераций при сжатии изображений
в разных каналах

Приведенные на рисунках 2-5 зависимости описывают характерные особенности предложенной процедуры сжатия. Если требуется обеспечить PSNR-HVS-M больше, чем 40 дБ, например 43 дБ, то значения ШК и КС для всех каналов будут меньше. Об этом свидетельствует график, приведенный на рис. 6.

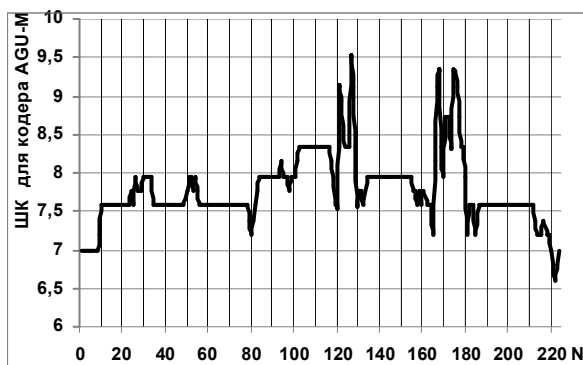


Рис. 6. Значения ШК для разных каналов при обеспечении PSNR-HVS-M $\approx$ 43 дБ

Значения КС также зависят от свойств сжимаемого изображения (его степени сложности). Количество итераций определяется стартовым ШК, дискретностью изменения ШК и свойствами сжимаемого изображения. Чтобы в среднем уменьшить число итераций, можно рекомендовать использовать в качестве стартового значения ШК, равное $(I_{\max} - I_{\min}) / 20$.

Результаты классификации сжатых изображений

Предыдущий анализ сжатия многоканальных изображений (МКИ) показал, что с точки зрения визуального восприятия (применялся критерий PSNR-HVS-M) возможно успешно обеспечить требуемые качественные показатели при автоматическом сжатии для различных изображений. Однако при дистанционном зондировании поверхности часто применяются автоматические методы классификации и распознавания. В этом случае качественным критерием является количество правильно классифицированных пикселей. Поэтому, при оценке эффективности предложенной методики автоматического определения параметра, управляющего сжатием, для машинной классификации использован кластерный автоматизированный анализ по методу *K-Means* [33] с разбиением на 10 классов (классификация без обучения).

Результаты классификации сжатых с потерями гиперспектральных изображений при различных значениях PSNR-HVS-M приведены в табл. 1. Как и следовало ожидать средняя вероятность правильно классифицированных пикселей (для всех классов, нижняя строка) с увеличением PSNR-HVS-M (исследован диапазон значений от 37 дБ до 45 дБ) увеличивается с 70,75 % до 74,6% (без применения сжатия вероятность правильной классификации составляет 78,5%). Для МКИ, сжатых с качеством PSNR-HVS-M, равным 45 дБ, наблюдаются наиболее высокие показатели классификации по всем типам поверхностей за исключением класса «площадка с искусственным покрытием» который лучше классифицируется при PSNR-HVS-M равном 37 дБ и 41,5 дБ.

ным покрытием» лучшие результаты вероятности правильной классификации получены при PSNR-HVS-M, равном 37 дБ; для классов «трава, разреженная растительность» и «улицы, дороги» – при PSNR-HVS-M, равном 41,5 дБ; для классов «лесные массивы, древесные насаждения» и «открытые грунты, строительные площадки» – при PSNR-HVS-M равном 40 дБ; для класса «промышленные объекты» – при PSNR-HVS-M равном 43 дБ.

Такой разброс значений при классификации можно объяснить следующим образом. Для анализа нами исследованы реальные изображения, которые изначально содержат помехи. При сжатии с потерями зашумленных изображений [9] показано, что существует так называемая оптимальная рабочая точка (такое значение параметра, управляющего сжатием, при котором достигается максимальное

PSNR-HVS-M). Вполне возможно, что уровень помех на различных участках МКИ не одинаковый и для каждого класса существует своя оптимальная рабочая точка, это и объясняет относительно высокие показатели вероятности правильной классификации при относительно «малых» значениях PSNR-HVS-M для некоторых классов.

При этом, следует отметить, что для МКИ с PSNR-HVS-M равном 41,5 дБ и 43 дБ значения вероятности правильной классификации для отдельных классов незначительно уступают наиболее высоким, полученным в результате исследования. Это позволяет сделать вывод, что если МКИ используется для автоматической классификации, то целесообразно сжатия их с PSNR-HVS-M не хуже 41,5 дБ. Достигаемый при этом КС примерно в 3 раза выше, чем при сжатии без потерь.

Таблица 1

Вероятности правильной классификации (в процентах) различных объектов

№ класса	Тип поверхности	Исходный снимок	Сжатый снимок (37 дБ)	Сжатый снимок (40 дБ)	Сжатый снимок (41,5 Б)	Сжатый снимок (43 дБ)	Сжатый снимок (45 дБ)
1	Водная поверхность (Днепр, озеро, залив)	95	90	90	89	90	91
2	Трава, разреженная растительность	78	68	69	73	72	74
3	Лесные массивы и древесные насаждения (Голосеево, склоны Днепра)	90	78	82	82	82	82
4	Открытые грунты, строительные площадки	70	60	66	61	65	67
5	Площадки с искусственным покрытием	80	76	75	76	75	75
6	Плотно застроенные кварталы (центр города)	60	58	55	56	58	58
7	Улицы, дороги	80	76	75	78	78	77
8	Промышленные объекты (Петровка, Подол)	75	60	61	64	71	71
среднее		78,5	70,75	71,8	72,3	73,8	74,6

Заключение

Исследованы свойства гиперспектральных изображений и показано, что можно применять их сжатие с потерями. При этом для реальных данных дистанционного зондирования может быть достигнут коэффициент сжатия, в несколько раз превышающий КС при сжатии без потерь, причем надежность решения конечных задач практически не ухудшается, если обеспечиваемое значение PSNR-HVS-M не хуже 41,5 дБ, то есть вносимые искажения визуально незаметны.

Литература

1. Chang Chein-I. *Hyperspectral Imaging: Techniques for Spectral Detection and Classification* / Chang Chein-I. // Plenum Publishers. – N.Y.: Kluwer Academic. – 2003. – 370 p.
2. Попов М.А. Методы оптимизации числа спектральных каналов в задачах обработки и анализа данных дистанционного зондирования Земли / М.А. Попов, С.А. Станкевич // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*. – М.: ИКИ РАН, 2006. – Вып. 3, Т. 1. – С. 106-112.

3. Lukin V. *Processing of Multichannel RS data for Environment Monitoring, Proceedings of NATO Advanced Research Workshop on Geographical Information* / V. Lukin // *Processing and Visual Analytics for Environmental Security*. – Trento, Italy, Springer Netherlands. – July 2009. – P. 129-138.
4. Kaarna A. *Compression of Spectral Images* / A. Kaarna // *Vision Systems: Segmentation and Pattern Recognition* Ed. By G. Ohinata and A. Dutta. – Vienna: I-Tech, 2007. – P. 269-298.
5. G. Yu *Image compression systems on board satellites* / G. Yu, T. Vladimirova, M.N. Sweeting // *Acta Astronautica*. – 2009. – Vol. 64. – P. 988-1005.
6. Ponomarenko N.N., *Automatic Approaches to On-Land/On-Board Filtering and Lossy Compression of AVIRIS Images* / N.N. Ponomarenko, V.V. Lukin, M.S. Zriakhov, A. Kaarna, J. Astola // *Proceedings of IGARSS*. – Boston, 2008. – Vol. III. – P. 254-257.
7. Motta G., *Compression of hyperspectral imagery* / G. Motta, F. Rizzo, and J.A. Storer // *Proceedings of Data Compression Conference*. – 2003. – P. 333-342.
8. *Classification of Hyperspectral Images Compressed through 3D-JPEG2000* / I. Blanes, A. Zabala, G. More, X. Pons, J. Serra-Sagrista // *Proceedings of LNAI*. – 2009. – Vol. 5179. – P. 416-423.
9. *Classification of compressed multichannel remote sensing images* / V.V. Lukin, N.N. Ponomarenko, A.A. Zelensky, A.A. Kurekin, K. Lever // *Proceedings of SPIE/EUROPTO on Remote Sensing*. – UK, Sept 2008. – SPIE 7109. – 12 p.
10. Christophe E. *Quality criteria benchmark for hyperspectral imagery* / E. Christophe, D. Leger, C. Mailhes // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. – Sept 2005. – Vol. 43, No 9. – P. 2103-2114.
11. Christophe E. *Hyperspectral Image Compression: Adapting SPIHT and EZW to Anisotropic 3-D Wavelet Coding* / E. Christophe, C. Mailhes, P. Duhamel // *IEEE Transactions on Image Processing*. – 2008. – Vol. 17, No 12. – P. 2334-2346.
12. Ryan M.J. *A Suitable Distortion Measure for the Lossy Compression of Hyperspectral Data* / M.J. Ryan, J.F. Arnold // *Proceedings of IGARSS*. – 1998. – P. 2056-2058.
13. Ponomarenko N. *Preliminary automatic analysis of characteristics of hyperspectral AVIRIS images*, / N. Ponomarenko, V. Lukin, M. Zriakhov, A. Kaarna // *Proceedings of MMET*. – Kharkov, Ukraine, 2006. – P. 158-160.
14. *Noise modelling and estimation of hyperspectral data from airborne imaging spectrometers* / B. Aiazzi, L. Alparone, A. Barducci, S. Baronti etc. // *Annals of Geophysics*. – Feb. 2006. – Vol. 49, No 1. – P. 1-9.
15. Ponomarenko N. *Visual Quality of Lossy Compressed Images* / N. Ponomarenko, S. Krivenko, V. Lukin, K. Egiazarian // *Proceedings of CADSM2009*. – Svalyava, Feb. 2009. – P. 137-142.
16. Кривенко С.С. *Сжатие изображений дистанционного зондирования без визуально заметных искажений* / С.С. Кривенко, В.В. Лукин, М.С. Зряхов, А.А. Зеленский // *Радіотехніка*. – 2009. – Том 159. – С. 248-254.
17. *Гиперспектральная космосъемка уточняет карту загрязнений* / М Попов., В Лукин., С. Станкевич., М. Зряхов и др. / *Геоинформационные системы*. – 2010. – № 3. – С. 16-17.
18. Pratt W.K. *Digital Image Processing. Fourth Edition* / W.K. Pratt. – NY, USA, Wiley-Interscience. – 2007. – 807 p.
19. Wang Z. *Mean squared error: love it or leave it* / Z. Wang, A.C. Bovik // *IEEE Signal Processing Magazine*. – Jan. 2009. – P. 98-117.
20. Bovik A. *Handbook on Image and Video Processing* / A. Bovik. – USA, Academic Press. – 2000. – 891 p.
21. Ponomarenko N. *Two aspects in lossy compression of hyperspectral AVIRIS images* / N. Ponomarenko, V. Lukin, M. Zriakhov, A. Kaarna // *Proceedings of MMET*. – Odessa, Ukraine, June 2008. – P. 375-377.
22. *Automatic Design of Locally Adaptive Filters for Pre-processing of Images Subject to Further Interpretation* / V. Lukin, N. Ponomarenko, A. Zelensky, J. Astola etc. // *Proceedings of 2006 IEEE Southwest Symp. on Image Analysis and Interpretation*. – USA, Denver, 2006. – P. 41-45.
23. Fevrale D. *Classification of filtered multichannel images* / D. Fevrale, V. Lukin, N. Ponomarenko // *Proceedings of SPIE/EUROPTO on Satellite Remote Sensing*. – Toulouse, France, Sept. 2010. – SPIE Vol. 7830. – 11 p.
24. TID2008 – *A Database for Evaluation of Full-Reference Visual Quality Assessment Metrics* / N. Ponomarenko, V. Lukin, A. Zelensky, K. Egiazarian etc. // *Успехи современной радиоэлектроники*. – 2009. – No 10. – С. 30-45.
25. *Metrics Performance Comparison for Color Image Database* / K. Egiazarian, J. Astola, N. Ponomarenko, V. Lukin etc // *CD-ROM Proceedings of the Second International Workshop on Video Processing and Quality Metrics*. – Scottsdale, USA, 2009. – 6 p.
26. Wang Z. *Multi-scale structural similarity for image quality assessment* / Z. Wang, E.P. Simoncelli, A.C. Bovik // *CD-ROM Proceedings of Asilomar Conference on Signals, Systems and Computers 2003*. – 2003. – 5 p.
27. *On between-coefficient contrast masking of DCT basis functions* / N. Ponomarenko, F. Silvestri, K. Egiazarian, M. Carli etc. // *CD-ROM Proc. of the Third Int. Workshop on Video Processing and Quality Metrics*. – USA, 2007. – 4 p.
28. *Lossy compression of images without visible distortions and its applications* / V. Lukin, M. Zriakhov, S. Krivenko, N. Ponomarenko etc. // *Proceedings of ICSP 2010*. – Beijing, China, October, 2010. – 4 p.
29. Said A. *A new fast and efficient image codec based on the partitioning in hierarchical trees* / A. Said, W. Pearlman // *IEEE Trans. on Circuits Syst. Video Technology*. – 1996. – Vol. 6. – P. 243-250.

30. Ponomarenko N.N. DCT Based High Quality Image Compression / N.N. Ponomarenko, V.V. Lukin, K.Egiazarian, J. Astola // *Proceedings of 14th Scandinavian Conference on Image Analysis*. – Finland, June 2005. – P. 1177-1185.

31. Lossy compression of images with additive noise / N. Ponomarenko, V. Lukin, M. Zriakhov, K. Egiazarian etc. // *Proceedings of International Conference on Advanced Concepts for Intelligent Vision Systems*. – Antwerpen, Belgium, Sept. 2005. – P. 381-386.

32. Зряхов М.С. Обеспечение заданного качества при сжатии изображений с потерями / М.С. Зряхов, В.В. Лукин // *Радиотехника*. – 2005. – № 143. – С. 76-82.

33. MacQueen J.B. Some Methods for classification and Analysis of Multivariate Observations / J.B. MacQueen // *Proceedings of 5th Berkeley Symposium on Mathematical Statistics and Probability*. – University of California Press. – 2007. – P. 281-297.

Поступила в редакцию 31.01.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. проектирования радиоэлектронных систем летательных аппаратов В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

СТИСНЕННЯ ГІПЕРСПЕКТРАЛЬНИХ ЗОБРАЖЕНЬ ТА ЇХ КЛАСИФІКАЦІЯ

В.В. Лукін, С.С. Кривенко, М.С. Зряхов, М.О. Попов, С.А. Станкевич, Л.П. Лищенко

Проаналізовано вплив стиснення гіперспектральних зображень дистанційного зондування на надійність вирішення кінцевої задачі здобуття корисної інформації, а саме, класифікації різних типів ділянок поверхні. Показано, що при використанні стиснення із втратами при умові виконання певних обмежень на рівні спотворень, що вносяться, можливе рішення кінцевих задач практично з такою ж ефективністю, що й при використанні первинних (не стиснених) даних. Спотворення, що вносяться, доцільно контролювати, з допомогою метрики візуальної якості PSNR-HVS-M, значення якої повинні бути більше ніж 41,5 дБ.

Ключові слова: стиснення гіперспектральних зображень, надійність класифікації, критерії.

LOSSY COMPRESSION IF HYPERSPECTRAL IMAGES AND THEIR CLASSIFICATION

V.V. Lukin, S.S. Krivenko, M.S. Zriakhov, M.A. Popov, S.A. Stankevich, L.P. Lischenko

The influence of lossy compression of hyperspectral remote sensing images on correctness of solving the final task of useful information retrieval, in particular, classification and localization of different types of surfaces is analyzed. It is shown that in the case of applying lossy compression with certain restrictions it is possible to provide solving the final tasks with almost the same efficiency as for original (uncompressed) data. Introduced distortions should be controlled by visual quality metric PSNR-HVS-M that is to be larger than 41.5 dB.

Keywords: hyperspectral image compression, classification reliability, criteria.

Лукин Владимир Васильевич – д-р техн. наук, проф., проф. каф. приёма, передачи и обработки сигналов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lukin@xai.kharkov.ua.

Кривенко Сергей Станиславович – аспирант каф. приёма, передачи и обработки сигналов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: krivenkos@inbox.ru.

Зряхов Михаил Сергеевич – канд. техн. наук, доц. каф. приёма, передачи и обработки сигналов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: zriakhov@mail.ru.

Попов Михаил Алексеевич – д-р техн. наук, проф., заместитель директора по научной работе Государственного учреждения «Научный Центр аэрокосмических исследований Земли Института геологических наук НАН Украины», Киев, Украина, e-mail: mpopov@casre.kiev.ua.

Станкевич Сергей Арсеньевич – д-р техн. наук, с.н.с., главный научный сотрудник Государственного учреждения «Научный Центр аэрокосмических исследований Земли Института геологических наук НАН Украины», Киев, Украина, e-mail: st@casre.kiev.ua.

Лищенко Людмила Павловна – канд. геолог. наук, старший научный сотрудник Государственного учреждения «Научный Центр аэрокосмических исследований Земли Института геологических наук НАН Украины», Киев, Украина, e-mail: lischenko.lp@gmail.com.